

# Trabajo Fin de Grado

## Grado en Ingeniería Mecánica

ESTUDIO COMPARATIVO DE ESTRUCTURAS  
RIGIDIZADAS MEDIANTE LARGUERILLOS O  
NÚCLEO DE ALUMINIO PARA COMPONENTES  
AEROESPACIALES DE MATERIAL COMPUESTO



**Universidad Carlos III de Madrid**

Escuela Politécnica superior

**Autor:** Adrián Fernández Marín

**Tutor:** Carlos Roberto Samartín Pulián

## Índice

Resumen.....	1
Objetivos .....	2
Objetivos principales.....	2
Objetivos secundarios .....	2
Introducción .....	3
Estructuras aeronáuticas.....	3
Seguridad.....	3
Ejemplos de estructuras.....	4
Estado del arte .....	5
Aleaciones de aluminio .....	5
Aleaciones aeronáuticas de aluminio .....	5
Materiales compuestos.....	7
Materiales utilizados para las fibras.....	9
Materiales de las matrices .....	11
Material compuesto estructural .....	13
Presentación del problema .....	17
Opción tipo Monolítico .....	18
Opción tipo Sandwich .....	20
Cálculo del problema .....	23
Método a seguir .....	23
Elección del tipo de rigidizador .....	24
Simplificación para el cálculo del rigidizador .....	25
Aplicación de la teoría de laminado.....	26
Evaluación del pandeo de la estructura .....	32
Modelo de elementos finitos .....	34
Análisis de costes .....	42
Coste de los materiales .....	42
Coste del proceso de fabricación .....	43
Coste total de las estructuras.....	44
Conclusión .....	45
Bibliografía .....	46

## Índice de figuras

Figura 1: Estructura del ala de una aeronave .....	4
Figura 2: Estructura del fuselaje de una aeronave.....	4
Figura 3: Estructura de un lanzador aeroespacial.....	4
Figura 4: Estructura parcial del ala de una aeronave.....	5
Figura 5: Refuerzo de partículas.....	7
Figura 6: Tipos de refuerzo.....	7
Figura 7: Características del refuerzo.....	8
Figura 8: Fibras y tejido de vidrio .....	9
Figura 9: Lana de vidrio .....	9
Figura 10: Tejido de fibra de carbono .....	10
Figura 11: Fibras de Kevlar .....	10
Figura 12: Resina epoxi .....	11
Figura 13: Embarcación con polyester.....	12
Figura 14: Perfiles de rigidizadores .....	13
Figura 15: Rigidizado integral.....	14
Figura 16: Disposiciones de los rigidizadores.....	14
Figura 17: Panel rigidizado de tipo sándwich.....	15
Figura 18: Características del núcleo honeycomb .....	15
Figura 19: Foam de aluminio.....	16
Figura 20: Estructura del foam de aluminio.....	16
Figura 21: Estructura del foldcore.....	16
Figura 22: Estructura del Ariane 5.....	17
Figura 23: Propiedades de la cinta de carbono.....	18
Figura 24: detalle de la estructura monolítica .....	19
Figura 25: Geometría de la estructura monolítica .....	19
Figura 26: Propiedades del núcleo de aluminio .....	20
Figura 27: Módulo de cortadura del núcleo de aluminio.....	20
Figura 28: Direcciones representativas del núcleo honeycomb .....	21
Figura 29: Geometría de la estructura sándwich .....	21
Figura 30: Detalle de la estructura sándwich.....	22
Figura 31: Configuración con núcleos de distinta densidad .....	22
Figura 32: Esquema del caso de carga .....	23
Figura 33: Perfiles de rigidizadores dimétricos .....	24
Figura 34: Proceso de despegado o delaminación.....	24

Figura 35: Rowing de fibra de carbono .....	24
Figura 36: Posición del rowing .....	25
Figura 37: Descomposición del perfil de T .....	25
Figura 38: Composición del perfil de $\Omega$ .....	25
Figura 39: Perfil de $\Omega$ .....	25
Figura 40: Simplificación del perfil de $\Omega$ a compresión .....	26
Figura 41: Simplificación de una placa rigidizada con $\Omega$ a compresión .....	26
Figura 42: Aplicación de la teoría de laminado .....	29
Figura 43: Modelo de pandeo .....	32
Figura 44: Posiciones de las cuadernas .....	33
Figura 45: Probeta para elementos finitos .....	34
Figura 46: Caso de carga en elementos finitos .....	35
Figura 47: Distribución de la carga en el modelo de elementos finitos .....	35
Figura 48: Condiciones de contorno laterales .....	36
Figura 49: Distribución de la carga en el rigidizador .....	36
Figura 50: Tensión de Von Mises para el Modelo A .....	37
Figura 51: Tensión de Von Mises para el Modelo B .....	37
Figura 52: Sección estudiada del cilindro .....	38
Figura 53: Evolución de la tensión en el cilindro para el Modelo A .....	38
Figura 54: Evolución de la tensión en el cilindro para el Modelo B .....	39
Figura 55: Sección estudiada de la omega .....	39
Figura 56 Evolución de la tensión en la omega para el Modelo A .....	40
Figura 57: Evolución de la tensión en la omega para el Modelo B .....	40

## Resumen

Los materiales compuestos supusieron un enorme avance en la industria aeroespacial. Sus características mecánicas permitieron conseguir estructuras de menor peso que las metálicas con una resistencia igual o mayor.

La industria se vio obligada a entrar una dinámica de evolución de los procesos de fabricación y diseño que continúa a día de hoy. El uso de estos materiales introdujo numerosas complicaciones en estos ámbitos, siendo necesario el estudio y manejo de nuevos parámetros.

A su vez, estas peculiaridades han hecho posible el desarrollo de nuevas tecnologías y componentes que han facilitado la creación de aeronaves más eficientes y de mejores prestaciones.

En este proyecto se ha tratado de ofrecer un criterio válido para la elección del material en una estructura sometida a cargas de compresión. Las opciones barajadas son de material compuesto con diferentes estructuras.

Buena parte de las soluciones de diseño y los datos expuestos se basan en la experiencia profesional de mi tutor, Carlos Roberto Samartín Pulán, así como en la mía propia, puesto que ambos nos encontramos dedicados al diseño aeroespacial en nuestra vida laboral.

## Objetivos

### Objetivos principales

- Estudio del aporte mecánico de un núcleo de aluminio *honeycomb* en una pieza de tipo sándwich de material compuesto ante cargas de compresión.
- Análisis de las ventajas y desventajas de la utilización de paneles tipo sándwich y monolíticos de fibra de carbono, valorando comportamiento mecánico ante compresión, masa, complejidad de la fabricación y costes.

### Objetivos secundarios

- Establecer el comienzo de un futuro estudio de pandeo de la estructura para los casos analizados.
- Extraer conclusiones que permitan ofrecer una línea de acción para posibles optimizaciones de los modelos.

## Introducción

### Estructuras aeronáuticas

El presente proyecto abarca una comparativa de una estructura fabricada en material compuesto desde una perspectiva global no solo desde una concepción del diseño sino también desde la perspectiva de factibilidad de fabricación y análisis de costes.

Este tipo de estructuras presentan una serie de peculiaridades por formar parte de máquinas móviles. Son de gran importancia su resistencia y rigidez, así como su peso.

El uso de materiales compuestos en estructura tanto primaria como secundaria tiene su base en sus altas propiedades específicas. Aunque los costes tanto de fabricación como de los propios materiales son mucho más elevados que los metales ligeros, el coste de operación asociado del componente, debido a la reducción de masa y a la mejora de las propiedades mecánicas y de capacidad de integración, ha permitido que actualmente más del 50% de la estructura primaria de las aeronaves modernas sea fabricada en material compuesto.

Son especialmente interesantes en tareas como mantener los perfiles aerodinámicos de los diferentes elementos, algo fundamental en una aeronave. La alas o los llamados “tail planes” o planos de cola, deben conservar su geometría para proporcionar un comportamiento predecible en vuelo.

Existen además momentos singulares en los que la estructura está sometida a cargas extraordinarias. Por ejemplo, el aterrizaje supone un pico de exigencia elevado por el golpe con el suelo. De igual modo, el empuje de los motores durante el despegue resulta en una sollicitación añadida en los elementos de unión de las alas.

La estructura debe tener un buen comportamiento ante estas condiciones de trabajo, manteniendo un peso lo más bajo posible.

El coste elevado del combustible es un factor limitante en la industria aeronáutica y aeroespacial. Por ello es primordial optimizar el peso estructural, ya que cada kilogramo supone un aumento considerable del gasto.

Por otra parte, una nave más ligera facilita las operaciones de aceleración y frenado ya que se reducen las cargas de inercia. Además, en el caso de una aeronave, un menor peso permite un mayor alcance de vuelo para un mismo volumen de combustible.

### Seguridad

Las características expuestas hasta ahora no tendrían sentido si no se conservan a lo largo del tiempo.

Se deben tener en cuenta fenómenos como la corrosión a la hora de seleccionar los materiales. No podemos olvidar que estas estructuras se verán expuestas a ambientes extremos, tanto en las capas superiores de la atmósfera como en el espacio.

La fatiga también supone una variación de las características mecánicas de los elementos. Es importante evitar que se produzca en la medida de lo posible.

Si añadimos el hecho de que los sistemas de propulsión y operación de la nave precisan de líquidos corrosivos como combustibles, disolventes o anticongelantes, es imprescindible la utilización de materiales que soporten dicha exigencia de corrosión.

## Ejemplos de estructuras

A continuación se presentan algunos ejemplos típicos de estructuras tradicionalmente metálicas que han ido evolucionando a material compuesto:

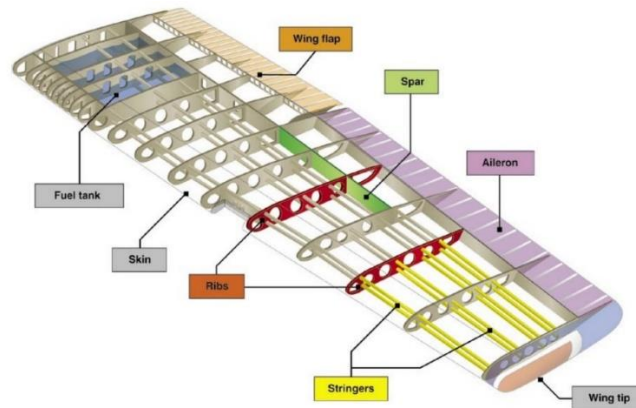


Figura 1: Estructura del ala de una aeronave

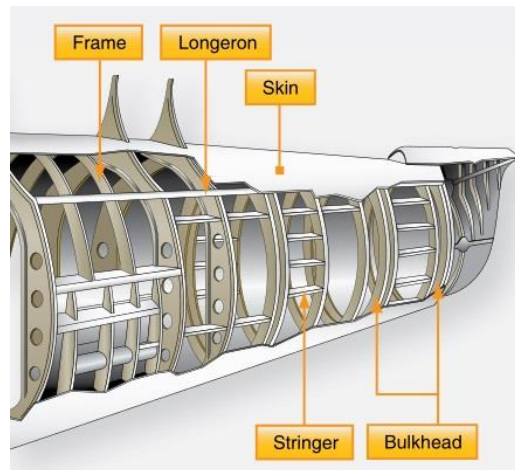


Figura 2: Estructura del fuselaje de una aeronave

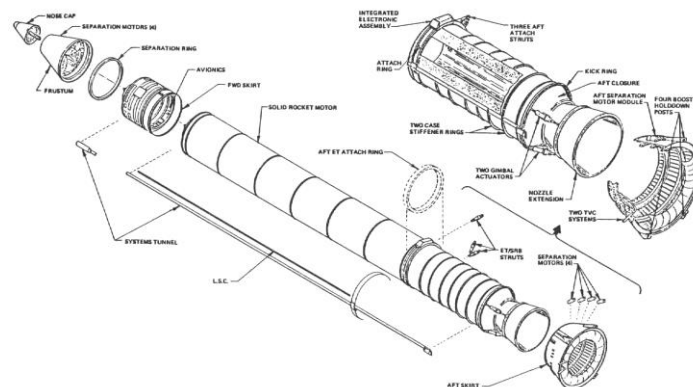


Figura 3: Estructura de un lanzador aeroespacial

Todos estos requerimientos, hacen de las aleaciones de aluminio y los materiales compuestos la opción más interesante a la hora de plantear el diseño de este tipo de estructuras.



## Estado del arte

### Aleaciones de aluminio

Históricamente, el aluminio ha sido un material primordial en la industria aeronáutica. Esto se debe a que posee unas características, principalmente mecánicas, muy interesantes para este tipo de estructuras.

Este metal presenta una muy buena relación resistencia-peso, permitiendo la construcción de aeronaves estructuralmente estables y con una masa aceptable para mantener el consumo de combustible, así como las inercias, en niveles abordables.

Desde el punto de vista de la fabricabilidad, el aluminio presenta buena ductilidad y maleabilidad, lo que hace que sea idóneo para las grandes piezas de chapa utilizadas en el revestimiento de las aeronaves.



*Figura 4: Estructura parcial del ala de una aeronave*

Por otro lado, su buena disposición al mecanizado hace posible la obtención de casi cualquier geometría a partir de un bloque de este material.

Al ser un buen conductor térmico y eléctrico, ofrece la posibilidad de utilizar elementos estructurales como disipadores de calor o piezas conductoras que permitan la fuga de sobrecargas eléctricas en caso de que un rayo alcance la estructura.

Pese a todo ello, no es el material perfecto. El acero, aunque más pesado, permite conseguir una mayor rigidez estructural. Además, el aluminio presenta complicaciones a la hora de soldar.

Por estos motivos, se suelen utilizar aleaciones que permiten conseguir una mejora en ciertas propiedades del material. Así, según la función que tenga cada elemento en la aeronave, se utilizan diferentes elementos con los que alea el aluminio.

Las aleaciones más utilizadas en la industria aeronáutica son las presentadas a continuación.

### Aleaciones aeronáuticas de aluminio

- **Aluminio 7068:** Esta aleación comercial es la más resistente de aluminio, siendo comparable en este aspecto a algunos aceros.
  - **Aleantes:** Cobre, magnesio, zinc y circonio
  - **Trazas de:** Silicio, hierro, cromo, manganeso o titanio
- **Aluminio 7075:** También es una aleación resistente, pero que presenta buenas propiedades para el mecanizado, así como una elevada resistencia a la fatiga y a la corrosión bajo tensión.

- **Aleantes:** Zinc, magnesio y cobre
- **Trazas de:** Silicio, hierro, manganeso, titanio, cromo u otros
- **Aluminio 6061:** Se trata de la mejor opción para realizar soldaduras, ofreciendo también buenas características para el mecanizado.
  - **Aleantes:** Magnesio y silicio
  - **Trazas de:** Hierro, cobre, manganeso, cromo, zinc o titanio
- **Aluminio 6063:** Esta aleación resulta interesante para piezas que precisen un tratamiento térmico. Además, es una buena opción para la soldadura.
  - **Aleantes:** Magnesio y silicio
  - **Trazas de:** Hierro, cobre, manganeso, cromo, zinc o titanio
- **Aluminio 2024:** Se trata de una aleación con una excelente relación resistencia-peso. También tiene buena resistencia a la fatiga y permite la soldadura por el método de fricción. Es una opción válida para el mecanizado, aunque no de las mejores. Su mala resistencia a la corrosión hace que normalmente se presente con recubrimientos de aluminio o aluminio-zinc, lo que provoca una disminución en su vida a fatiga.
  - **Aleantes:** Cobre y magnesio
  - **Trazas de:** Manganeso, zinc, silicio, níquel, cromo, plomo o bismuto

Otras aleaciones utilizadas son Aluminio 5052 (con magnesio y cromo) y Aluminio 7050 (con zinc, magnesio y cobre).

## Materiales compuestos

Un material compuesto (o composite) es aquel formado por dos o más materiales distintos, que unidos ofrecen unas mejores propiedades que por separado. Es importante el hecho de que dichos materiales conservan su integridad química y se pueden distinguir claramente.

En general, su construcción consta de dos partes: una matriz y un refuerzo.

La misión de la **matriz** es la de mantener unidos los elementos de refuerzo. Ésta puede fabricarse a partir de materiales metálicos, cerámicos o de polímeros. La última opción es la más común y podemos encontrarla en la fibra de carbono con matriz de epoxi.

Los materiales de refuerzo pueden ser empleados en diversas formas.

- Reforzados con partículas

Se distinguen entre materiales compuestos reforzados con partículas grandes o consolidados por dispersión.

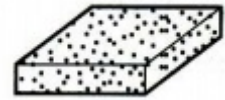
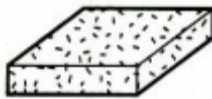


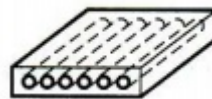
Figura 5: Refuerzo de partículas

- Reforzados con fibras

Las fibras pueden ser continuas o discontinuas, dependiendo de su longitud.



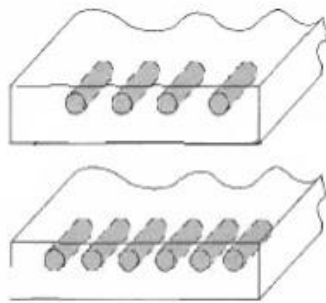
Fibras cortas



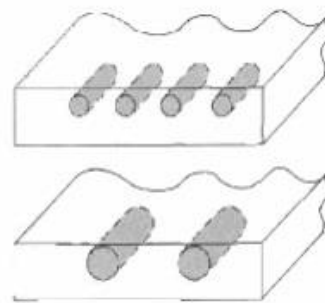
Fibras continuas

Figura 6: Tipos de refuerzo

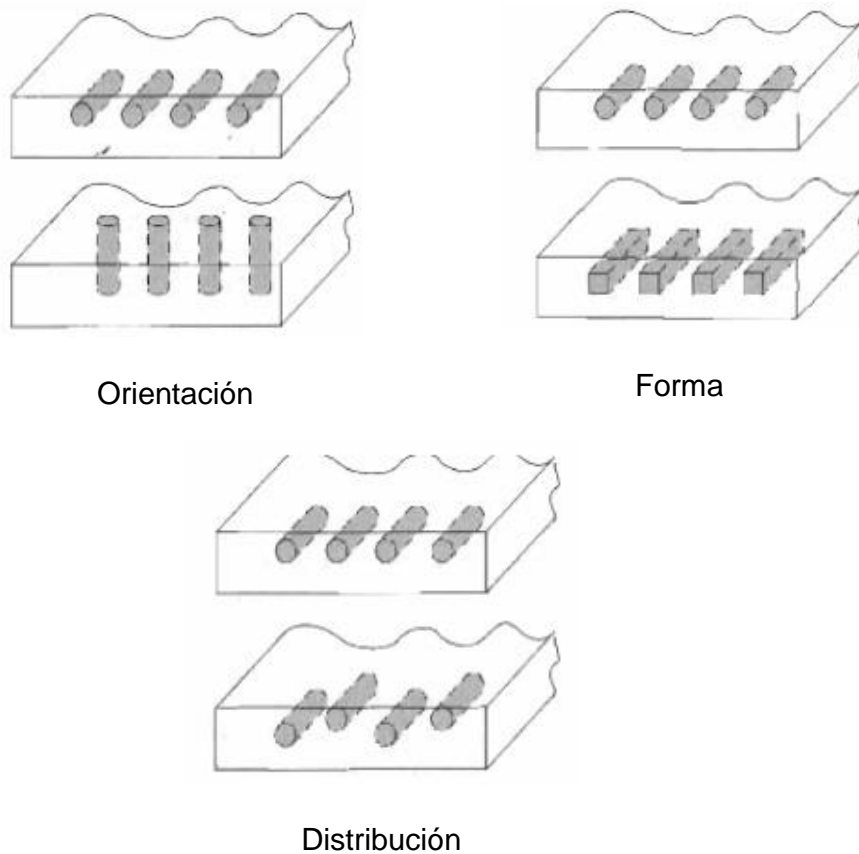
Además, es necesario considerar otras características del refuerzo. Por ejemplo:



Concentración



Tamaño



*Figura 7: Características del refuerzo*

Generalmente, el elemento base para construir una pieza de material compuesto es un tejido que consta de una serie de fibras preimpregnadas o no en la matriz. Algunas de estas telas tienen una dirección característica en función de la orientación de las fibras que la componen.

Estos tejidos se presentan en formato de fibra unidireccional o de fibra tejida. La elección se hará en función del proceso de fabricación elegido, así como de las propiedades mecánicas buscadas. Estas últimas serán mejores en una fibra unidireccional, pero si se busca reforzar dos direcciones, la fibra tejida resulta más interesante.

A la hora de realizar el apilado o secuencia de telas de que constará la pieza final, se puede conseguir cierta anisotropía modificando el número de telas de cada dirección que se utilizarán. Este hecho resulta especialmente interesante cuando se busca que el elemento fabricado presente unas mejores propiedades mecánicas en alguna dirección concreta, porque, por ejemplo, recibirá un esfuerzo mayor sobre ella.

A continuación se presentan los materiales típicos utilizados tanto en las matrices como en los refuerzos:

### Materiales utilizados para las fibras

En función de las características finales deseadas en el material compuesto se seleccionan diferentes materiales para la fabricación de las mismas. A continuación se describen los más comunes así como sus características principales y sus limitaciones de fabricabilidad.

#### Fibra de vidrio

Esta es la fibra más asequible y, aunque ofrece unas cualidades interesantes, generalmente sus propiedades mecánicas son insuficientes.

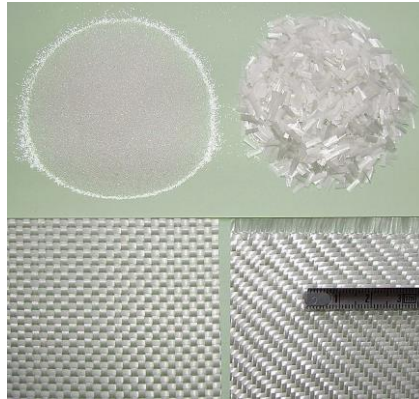


Figura 8: Fibras y tejido de vidrio

Su elevado ratio superficie/peso hace de este material un excelente aislante térmico. De hecho, es la base de la conocida como “lana de vidrio”, de uso muy generalizado. Ésta se basa en la capacidad de las fibras de atrapar el aire cuando se disponen de forma desordenada. Su gran superficie también las hace más susceptibles al ataque químico.



Figura 9: Lana de vidrio

En su uso para la obtención de materiales compuestos, resulta menos quebradiza que la fibra de carbono. Además, con fibras de menos grosor se puede conseguir una mayor ductilidad de las mismas.

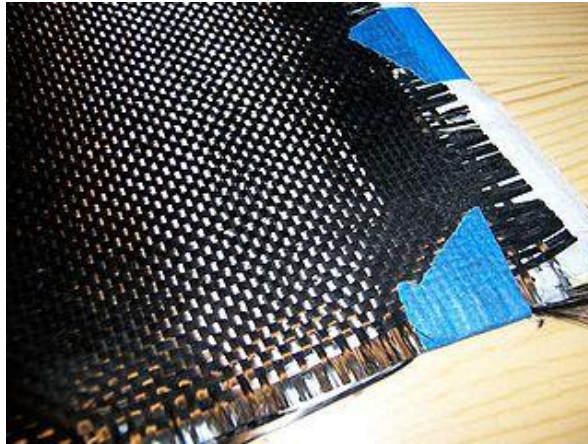
Sus propiedades mecánicas no son suficientes para las exigencias de una estructura aeronáutica, por lo que su uso se ve limitado a elementos en los que se precise de transparencia ante ondas electromagnéticas.

Esto, unido al hecho de que pueden alcanzar una mayor elongación que la fibra de carbono antes de la rotura, hace que sean muy utilizadas como refuerzo de polímeros, como el GRP (Glass Reinforced Plastic) y el FRP (Fiber Reinforced Polymer), compuestos muy extendidos en el sector aeronáutico.

#### Fibra de carbono

Generalmente se utiliza este nombre para denominar a cualquier material compuesto reforzado con fibras de carbono. Aun así, lo más común es encontrarlo con matriz polimérica de epoxi.

Las láminas de material constan de una serie de filamentos de carbono entretejidos. El grosor de estos hilos es de 5-10  $\mu\text{m}$ .



*Figura 10: Tejido de fibra de carbono*

El carbono aportará al composite una alta rigidez y módulo elástico. La naturaleza de la fabricación de estas telas, provoca un comportamiento anisotrópico en el material. Así, será preciso diseñar un apilado apropiado para obtener las características deseadas en las direcciones necesarias. Para ello se juega con la dirección de cada tela.

Además, dependiendo del proceso de grafitización, las fibras de carbono se dividen en fibras de alta resistencia y de alto módulo. Las primeras son típicas de aplicaciones estructurales, como componentes de aeronaves, mientras que las segundas se utilizan en construcciones de alta rigidez, como las espaciales.

#### *Kevlar*

Kevlar es el nombre comercial de una fibra sintética de para-amida que fue originalmente desarrollada como refuerzo de neumáticos de carreras.



*Figura 11: Fibras de Kevlar*

Lo interesante de estas fibras es su elevada resistencia a tracción (3,6GPa), que le proporcionan un muy buen ratio resistencia/peso.

Además, este material conserva sus características mecánicas incluso a temperaturas criogénicas. Por otra parte, se ven notablemente reducidas cuando se le somete a altas temperaturas.

La fotodegradación que sufre y los problemas que presenta ante la humedad, hacen que no sea una fibra común en las estructuras aeronáuticas.

### Otros tipos de fibras

Existen también otras fibras que utilizan materiales diferentes como base. Algunos ejemplos son los siguientes:

- **Fibras de boro:** Ofrecen una resistencia y una rigidez mucho mayores que las del acero. Se obtienen por la deposición de vapores de boro en fibras de tungsteno o carbono. Su uso no está muy extendido por tener un coste muy elevado a día de hoy.
- **Fibras cerámicas:** con un precio asequible, no tienen muy buenas propiedades a temperatura ambiente. Su resistencia al impacto es baja, pero a elevadas temperaturas gozan de buenas propiedades mecánicas. Esto hace que los composites con este tipo de fibras se utilicen en piezas de motores de aviación.
- **Fibras de cuarzo:** Permiten conseguir composites con mayor resistencia, menor peso, mayor elongación antes de la rotura y mayor resistencia a elevadas temperaturas que las fibras de vidrio, aunque su coste es bastante más alto.
- **Fibras de basalto:** Son fibras baratas similares a las de vidrio, pero ofrecen una mejor resistencia química y alcalina.

### Materiales de las matrices

Lo más común en elementos estructurales para aeronaves es utilizar matrices de tipo resina. Su misión como matriz en el composite es la de mantener unidas las fibras en su posición correcta. Esto implica también evitar desplazamientos relativos entre ellas. A continuación se presentan las resinas más interesantes como matrices:

- **Epoxi**

El epoxi es una resina polimérica. Es la más extendida en la industria aeronáutica.



*Figura 12: Resina epoxi*

Algunas características interesantes ofrecidas por este tipo de matrices son:

- Alta rigidez
- Resistencia a la fractura
- Resistencia a la abrasión
- Resistencia a la corrosión
- Resistencia al punzonado
- Resistencia a la tracción
- Bajo coste

Por contra, no aportan integridad ante altas temperaturas (sobre 150°C) y sus coeficientes de expansión térmica suelen ser altos.

La combinación de la fibra de carbono con matriz epoxy proporciona muy buenas propiedades mecánicas con un peso muy bajo. Incluso las fibras pueden actuar como conductores eléctricos si se precisa, ya que tienen una alta conductividad.

- **Polyester**

Se trata de una matriz de fácil manejo durante la fabricación y gran versatilidad. Su mayor punto débil es la fotodegradación por luz ultravioleta. El ámbito más común en que se utiliza es el de la navegación.



*Figura 13: Embarcación con polyester*

- **Vinylester**

Es una resina de menor viscosidad que la de polyester. Aunque se considera resistente a los combustibles, se derrite en contacto con la gasolina. Es más resistente a la degradación con el tiempo que el polyester y también es más flexible.

- **Bismaleimida**

Las matrices de bismaleimida se caracterizan por su buen comportamiento a altas temperaturas (alrededor de 250°). Ofrecen una elevada resistencia y su procesado es similar al de las resinas epoxi, aunque más complejo.

Existen muchos otros tipos de matrices utilizadas en diferentes industrias que se combinan con diversos tipos de refuerzos, como el cemento u otros polímeros para la fabricación de plásticos reforzados.



### Material compuesto estructural

Se pueden conseguir diferentes tipos de paneles de material compuesto en función de la disposición estructural elegida durante la fabricación y de la combinación o no de distintos materiales.

Los materiales compuestos estructurales se conforman a partir de la unión de composites de diferente tipo o de composites con materiales no compuestos.

Es importante distinguir entre los compuestos laminares y los de tipo sándwich

- **Compuestos laminares**

Se obtienen a base de apilar capas de composite con diferentes características y/u orientación. De esta forma se pueden mejorar considerablemente las propiedades del panel.

- **Sandwich**

Generalmente constan de dos capas externas de material compuesto y un núcleo fabricado en algún material de baja densidad. La razón de incluir este núcleo es aumentar la resistencia del panel ante cargas perpendiculares a las caras.

Es común utilizar ambas técnicas en las estructuras de material compuesto. Cada cara del núcleo se cubre con un apilado de varias telas.

Los componentes estructurales suelen ser de tipo laminado monolitico rigidizado, o de tipo panel sándwich. A continuación se explicarán las propiedades y características de cada uno de ellos.

### Paneles rigidizados

El hecho de que normalmente las piezas de material compuesto sean de tipo placa, hace interesante incluir elementos que aporten cierta rigidez añadida en las direcciones perpendiculares al plano.

La misión de los rigidizadores es la de aportar una mayor resistencia ante algunos esfuerzos al panel con un aporte muy bajo al peso total. Esto se consigue con formas de gran inercia en los ejes solicitados.

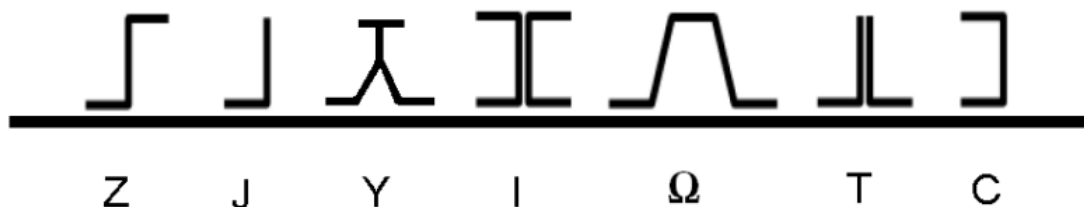


Figura 14: Perfiles de rigidizadores

Estos elementos suelen estar fabricados en materiales metálicos o compuestos. En la industria aeronáutica y aeroespacial son más comunes los de composite por su ganancia en durabilidad,

su bajo peso y su facilidad de integración en elementos de material compuesto durante el proceso de fabricación. Serán esos lo que interesen a este proyecto.

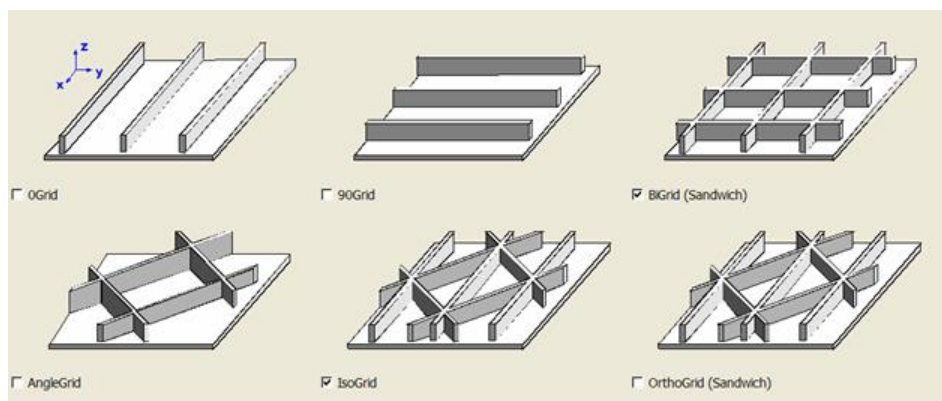
Se pueden clasificar los paneles rigidizados según dos criterios:

- Por la unión entre la piel y los rigidizadores:
  - Paneles rigidizados
  - Paneles rigidizados integrales



*Figura 15: Rigidizado integral*

- Por la disposición de los rigidizadores:
  - Longitudinalmente
  - Horizontal y longitudinalmente
  - En rejilla



*Figura 16: Disposiciones de los rigidizadores*

### Paneles tipo sándwich

Se conoce como compuesto tipo sándwich a aquel que consta de dos capas exteriores de un material principal que alojan un núcleo de otro material, generalmente de baja densidad. De esta forma se consiguen mejores propiedades mecánicas en la dirección perpendicular a las caras externas.

Este hecho permite reducir el número de rigidizadores en un panel. Así, se pueden tener superficies despejadas evitando problemas de espacio. También reduce el uso de fibra de carbono, que es un material caro y complejo de utilizar.

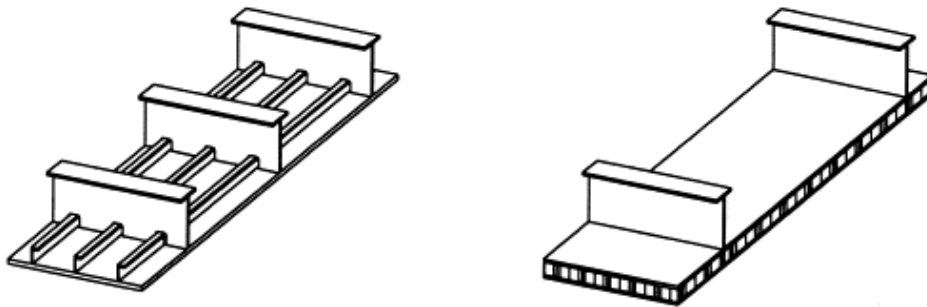


Figura 17: Panel rigidizado de tipo sándwich

Por tanto, un sándwich está formado por las pieles, el núcleo y el adhesivo.

En la industria aeroespacial es muy común su uso. Especialmente el de los paneles de fibra de carbono con núcleo de aluminio. Los patrones fabricados en aluminio pueden ser muy variados, aunque el más popular es el llamado *honeycomb* o *de panal de abeja*.

### Honeycomb

Consiste en disponer láminas de aluminio en dirección perpendicular a las telas de carbono, dobladas de forma que dibujen un motivo hexagonal.

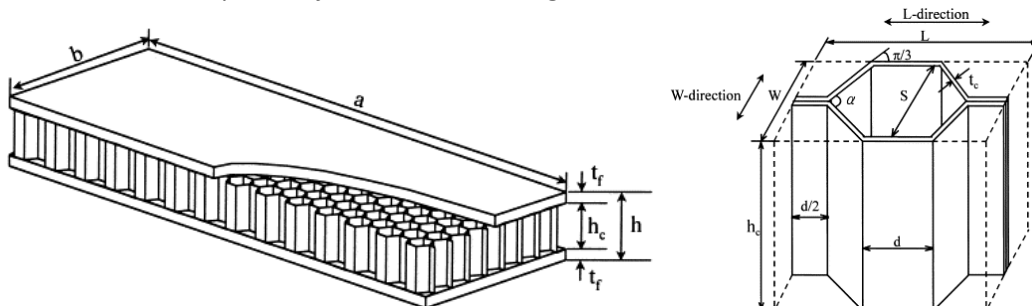


Figura 18: Características del núcleo honeycomb

Esta colocación aporta una inercia superior al panel, haciéndolo más resistente ante esfuerzos de flexión. Además, aporta poco peso a la estructura ya que el núcleo está hueco en su mayoría.

### Foam

En este caso el núcleo está fabricado a partir de una especie de esponja metálica. Se pueden obtener a partir de moldeo o sinterización. En ambos casos se utilizan “separadores” de poliuretano para garantizar la existencia de huecos en el producto final.



Figura 19: Foam de aluminio

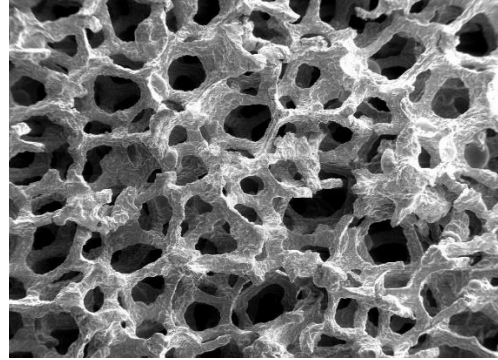


Figura 20: Estructura del foam de aluminio

Su buen ratio rigidez/masa y su alta capacidad de absorción de energía, los hace muy interesantes para escudos y defensas de vehículos de alta velocidad o aplicaciones especiales que requieran alta conductividad térmica, alta estabilidad, etc.

### Foldcore

Esta tecnología es más novedosa y actualmente se encuentra bajo estudio. Consiste en obtener un núcleo ligero a partir de planchas de aluminio dobladas según un patrón. El método de fabricación se conoce como *tipo origami*.

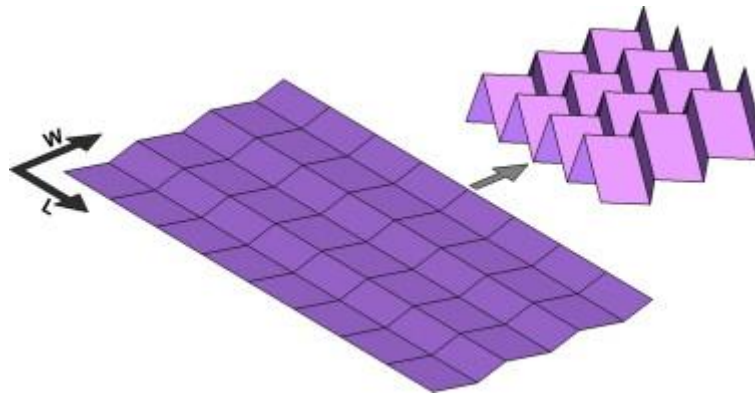


Figura 21: Estructura del foldcore

Las probetas ensayadas muestran que con este tipo de núcleo se pueden obtener iguales o mejores propiedades mecánicas que con uno tipo honeycomb, utilizando varias capas. Esto lo hace una alternativa interesante por la facilidad de su fabricación.

## Presentación del problema

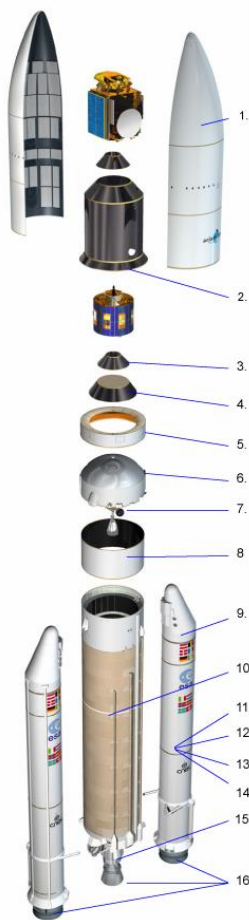
El objetivo del presente Trabajo de Fin de Grado es el de analizar las cualidades mecánicas e implicaciones económicas de dos tipos de estructuras fabricadas en materiales compuestos de distinta naturaleza sometidas a un estado de compresión simple, de modo que se pueda realizar una elección en base a las conclusiones obtenidas.

Para ello, se partirá de dos diseños con las mismas características generales, adaptando cada uno a los requerimientos del material que los compone.

Posteriormente, se analizarán ambos casos en busca de las posibles simplificaciones que se puedan aplicar al problema. Una vez realizada esta tarea, se utilizará la Teoría de Laminado para obtener las primeras conclusiones a partir de los resultados.

Se realizará este proceso antes de utilizar un software de cálculo de Elementos Finitos con el fin de ahorrar en coste computacional y tiempo de trabajo. Esto se debe a que haber aplicado la Teoría de Laminado ayudará a simplificar también el modelo introducido en dicho software, como se explicará posteriormente.

Tras la elección apoyada en los resultados extraídos del proceso descrito, se realizará el diseño de un hipotético ensayo de laboratorio que permitiese corroborar las conclusiones obtenidas para la mejor opción.



A continuación se presentan las dos estructuras diseñadas para su estudio, basadas en el diseño real de una lanzadera espacial.

Concretamente se trata del anillo encargado de mantener unida una de las etapas del cohete del resto. Llegado el momento, se activa una carga explosiva colocada en dicha unión que la rompe y separa la etapa que ya ha consumido su combustible con ayuda de unos empujadores, permitiendo aligerar peso y dejando vía libre para la activación de la siguiente etapa.

En la figura 22 está indicado como el número 8.

Como se puede apreciar, la carga principal que soporta es de compresión, debida al empuje de los motores y a las fuerzas aerodinámicas que debe superar la lanzadera.

Una vez cumplida su función, el anillo cae de vuelta y se desintegra en su reentrada a la atmósfera.

Figura 22: Estructura del Ariane 5

Para los dos casos a estudiar se parte de un cilindro base de 5 m de diámetro y 4 m de alto:

### Opción tipo Monolítico

El único material presente en este modelo es el compuesto de fibra de carbono y resina epoxy. Por ello, se recurre a los datos de un fabricante para obtener las propiedades estándar:

Mechanical Properties of Carbon Fibre Composite Materials, Fibre / Epoxy resin (120°C Cure)															
Fibres @ 0° (UD), 0/90° (fabric) to loading axis, Dry, Room Temperature, Vf = 60% (UD), 50% (fabric)															
	Symbol	Units	Std CF Fabric	HMCF Fabric	E glass Fabric	Kevlar Fabric	Std C UD	HMCF UD	155** UD	E glass UD	Kevlar UD	Boron UD	Steel S97	Al. L65	Tit. dtd 5173
Young's Modulus 0°	E1	GPa	70	85	25	30	135	175	100	40	75	200	207	72	110
Young's Modulus 90°	E2	GPa	70	85	25	30	10	8	2	8	6	15	207	72	110
In-plane Shear Modulus	G12	GPa	5	5	4	5	5	5	5	4	2	5	80	25	
Major Poisson's Ratio	v12		0.10	0.10	0.20	0.20	0.30	0.30	0.30	0.25	0.34	0.23			
Ult. Tensile Strength 0°	Xt	MPa	600	350	440	480	1500	1000	600	1000	1300	1400	990	460	
Ult. Comp. Strength 0°	Xc	MPa	570	150	425	190	1200	850	300	600	280	2800			
Ult. Tensile Strength 90°	Yt	MPa	600	350	440	480	50	40	30	30	30	90			
Ult. Comp. Strength 90°	Yc	MPa	570	150	425	190	250	200	150	110	140	280			
Ult. In-plane Shear Stren.	S	MPa	90	35	40	50	70	60	75	40	60	140			
Ult. Tensile Strain 0°	ext	%	0.85	0.40	1.75	1.60	1.05	0.55		2.50	1.70	0.70			
Ult. Comp. Strain 0°	exc	%	0.80	0.15	1.70	0.60	0.85	0.45		1.50	0.35	1.40			
Ult. Tensile Strain 90°	eyt	%	0.85	0.40	1.75	1.60	0.50	0.50		0.35	0.50	0.60			
Ult. Comp. Strain 90°	eyc	%	0.80	0.15	1.70	0.60	2.50	2.50		1.35	2.30	1.85			
Ult. In-plane shear strain	es	%	1.80	0.70	1.00	1.00	1.40	1.20		1.00	3.00	2.80			
Thermal Exp. Co-ef. 0°	Alpha1	Strain/K	2.10	1.10	11.60	7.40	-0.30	-0.30	0.30	6.00	4.00	18.00			
Thermal Exp. Co-ef. 90°	Alpha2	Strain/K	2.10	1.10	11.60	7.40	28.00	25.00	28.00	35.00	40.00	40.00			
Moisture Exp. Co-ef 0°	Beta1	Strain/K	0.03	0.03	0.07	0.07	0.01	0.01		0.01	0.04	0.01			
Moisture Exp. Co-ef 90°	Beta2	Strain/K	0.03	0.03	0.07	0.07	0.30	0.30		0.30	0.30	0.30			
Density		g/cc	1.60	1.60	1.90	1.40	1.60	1.60	1.65	1.90	1.40	2.00			
** Calculated figures															

\*\* Calculated figures

Figura 23: Propiedades de la cinta de carbono

De modo que para este tipo de telas se tiene un módulo de Young de 175 GPa para la dirección de las fibras y de 8 GPa para su perpendicular, con un módulo cortadura de 5 GPa y un módulo de Poisson de 0,1.

El espesor típico de una tela de fibra de carbono es de 0,2 mm.

Su densidad será de 1600 kg/m<sup>3</sup>, lo que deja una masa total para el diseño de **832,685 kg**, siguiendo estas configuraciones de telas:

### Secuencia de apilado

<b>Cilindro</b>	(0/+45/90/-45/0/+45/90/-45/0/+45/90/-45/0/+45/90/-45/0/+45/90/-45) <sub>s</sub>
<b>Rigidizador</b>	(0/+45/90/-45) <sub>s</sub>

Este valor está sujeto al número de rigidizadores que se incluyan. En el modelo creado para el problema este número es de 7, repartidos equiangularmente en todo el cilindro.

El peso de cada uno de ellos es de 4,062 kg, por lo que no representan un aporte considerable a la masa total de la estructura.

La altura de los rigidizadores respecto al cilindro base es de 80 mm.

En la siguiente imagen se aprecia la distribución y el perfil de los mismos. Su elección se expondrá más adelante cuando se aborde el cálculo del problema:

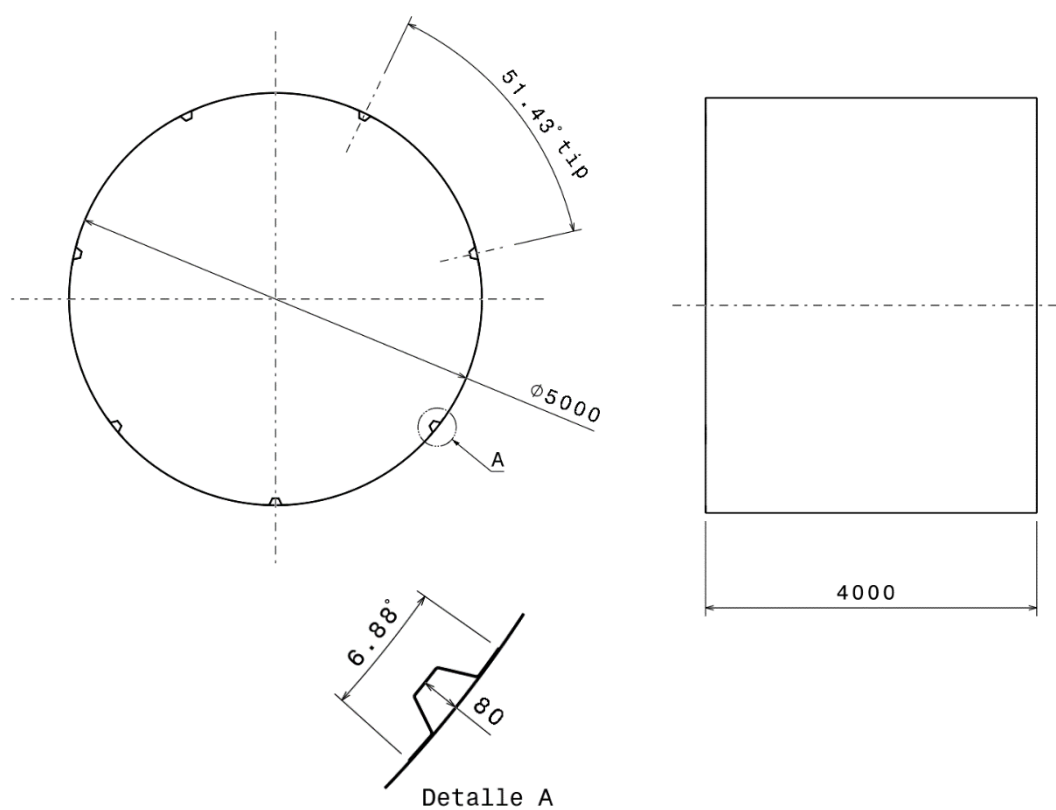


Figura 25: Geometría de la estructura monolítica

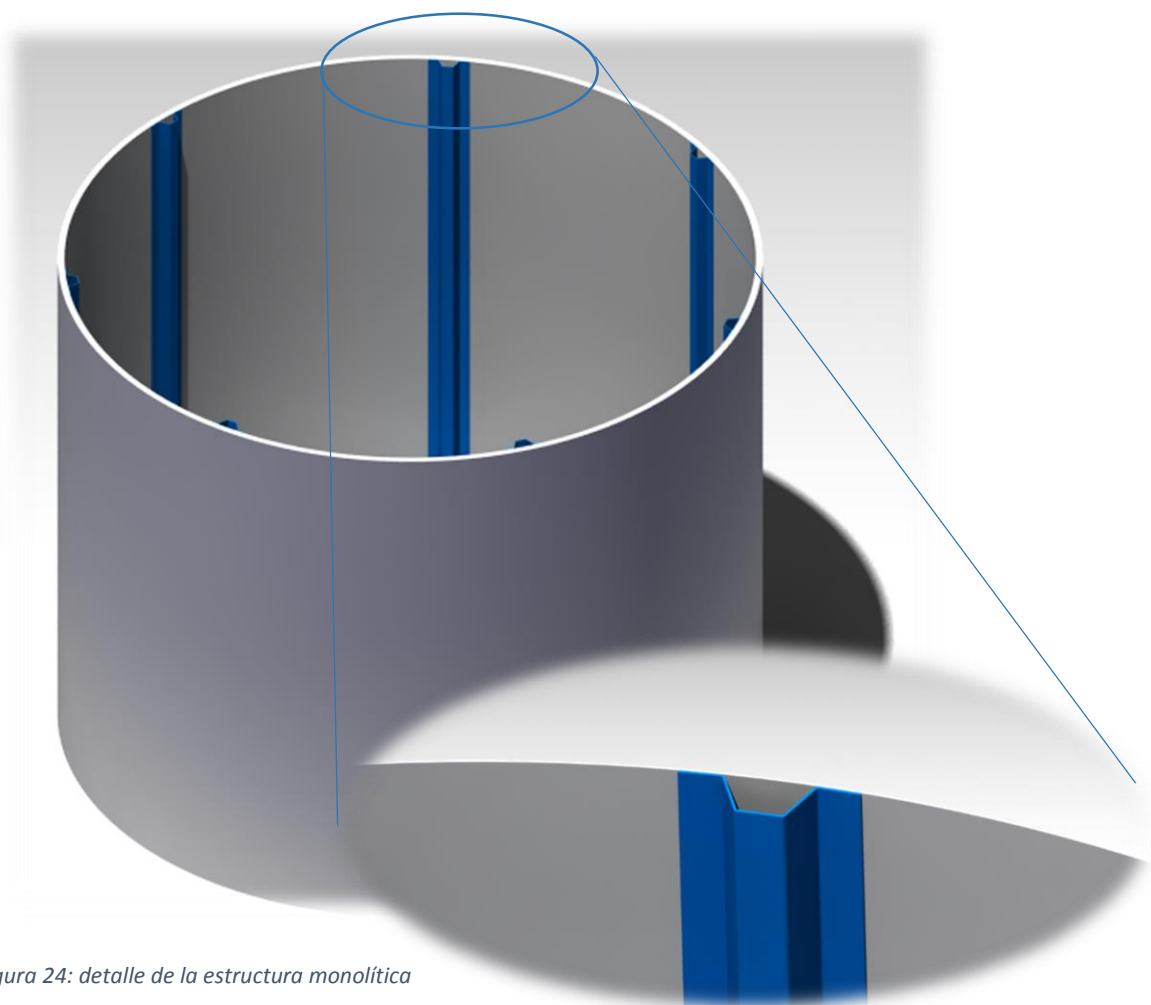


Figura 24: detalle de la estructura monolítica



### Opción tipo Sandwich

En esta opción se elige un núcleo de aluminio con características comunes en este tipo de estructuras.

Esto significa un espesor de 25 mm con las siguientes propiedades según el fabricante:

Hexcel Honeycomb Designation Cell Size – Alloy – Foil Gauge	Nominal Density pcf	Compressive				Crush Strength psi	Plate Shear						
		Bare		Stabilized			L Direction		W Direction				
		Strength psi		Strength psi			Modulus ksi	Strength psi	Modulus ksi	Strength psi	Modulus ksi		
1/16 – 5056 – .001	9.2	typ 1700p	min 1300p	typ 1800p	min 1400p	typ 500p	850x	typ 980p	min 760p	typ 155.0p	typ 600p	min 460p	typ 50.0p
1/8 – 5056 – .0007	3.1	320	250	350	260	97	170	250	200	45.0	155	110	20.0
1/8 – 5056 – .001	4.5	630	475	690	500	185	320	440	350	70.0	255	205	28.0
1/8 – 5056 – .0015	6.1	1120	760	1200	825	295	535	690	525	102.0	400	305	38.0
1/8 – 5056 – .002	8.1	1750	1200	1900	1300	435	810	945	740	143.0	560	440	51.0

Figura 26: Propiedades del núcleo de aluminio

De la tabla se extrae un módulo de Young mínimo de de 2,21 MPa. El fabricante recomienda un módulo de Poisson típico de 0.3.

En cuanto al valor del módulo de cortadura, es preciso utilizar la siguiente tabla para conocerlo:

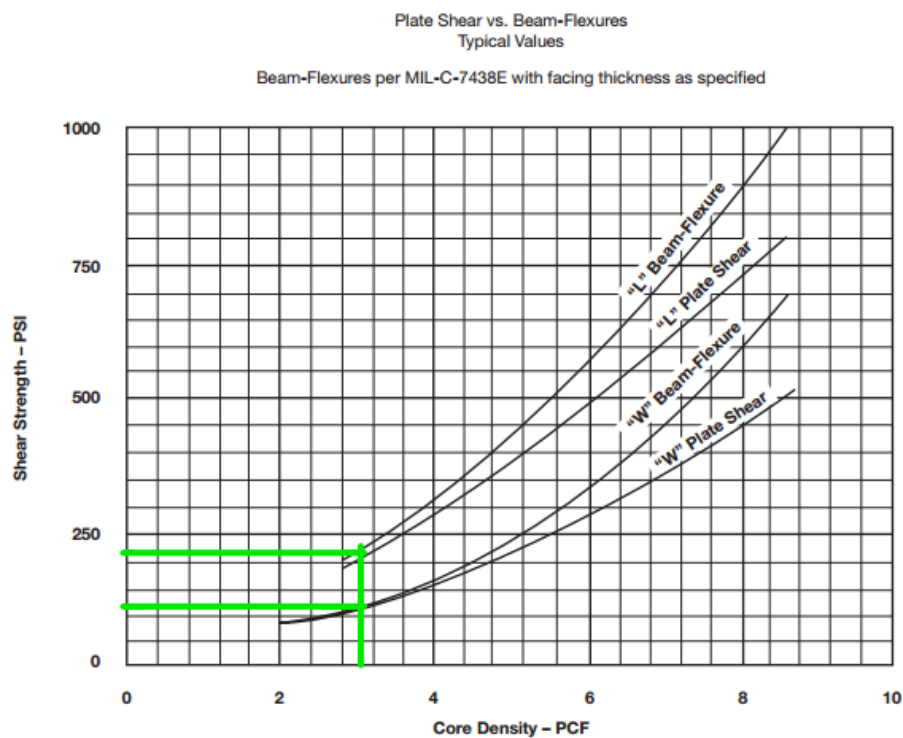


Figura 27: Módulo de cortadura del núcleo de aluminio

La dirección sobre la que el núcleo sufrirá los efectos de cortadura será L. Se dispondrá de esa forma para maximizar su resistencia. De este modo se obtiene un módulo de cortadura en dicha dirección de 1,5 MPa.



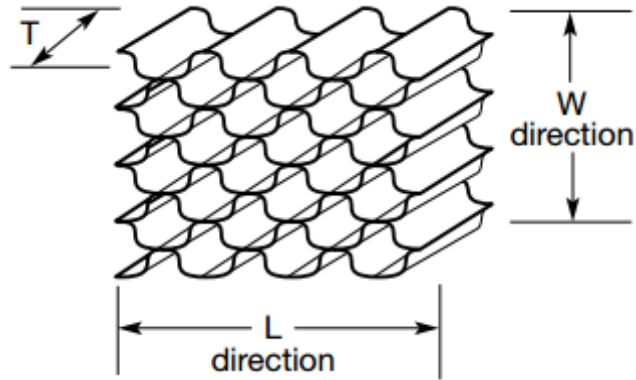


Figura 28: Direcciones representativas del núcleo honeycomb

Las propiedades de la fibra de carbono serán las mismas que en el modelo monolítico para facilitar la comparativa.

Con todo ello, puesto que la densidad del núcleo es de  $49,66 \text{ kg/m}^3$ , la masa total de esta estructura es de  $1043.104 \text{ kg}$  con una configuración de telas:

#### Secuencia de apilado

Capa interior	$(0/+45/90/-45/0/+45/90/-45/0/+45/90/-45)_s$
Capa exterior	$(0/+45/90/-45/0/+45/90/-45/0/+45/90/-45)_s$

Se ve que el aumento de masa es considerable al incluir el núcleo de aluminio, puesto que exige un apilado en su cara exterior y otro en su cara interior. Aunque su aporte a la rigidez estructural fuese muy alto, el aumento en el peso incrementaría bastante los costes de combustible.

Así, el diseño tendrá un aspecto como el que se muestra a continuación:

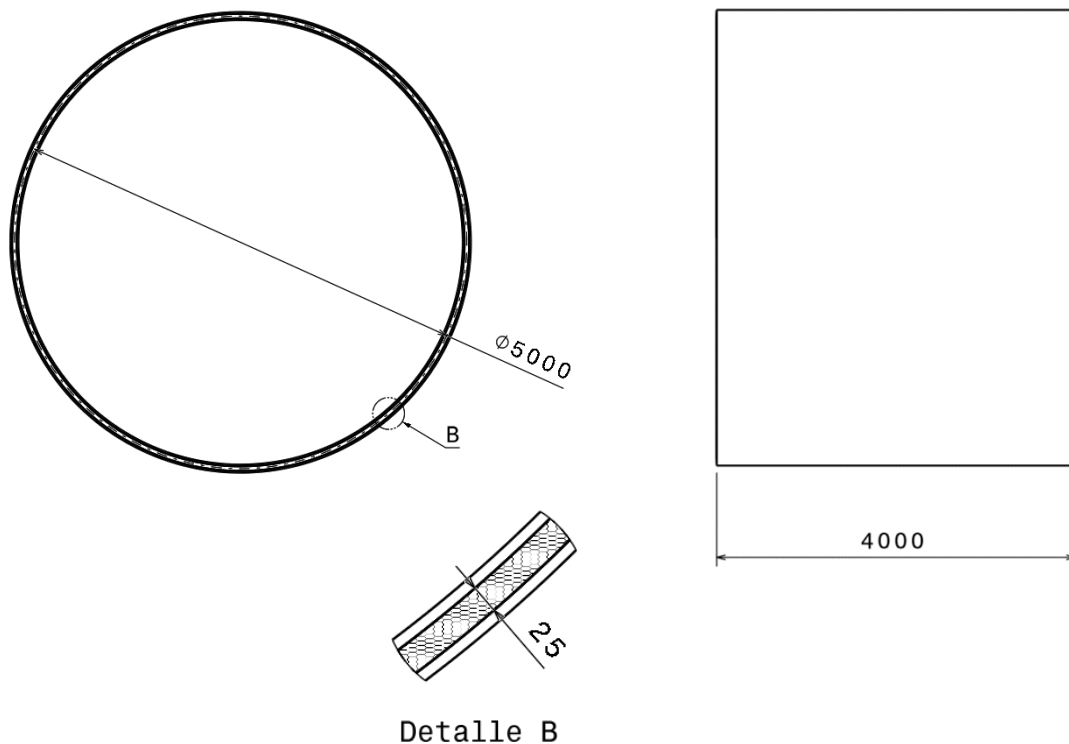
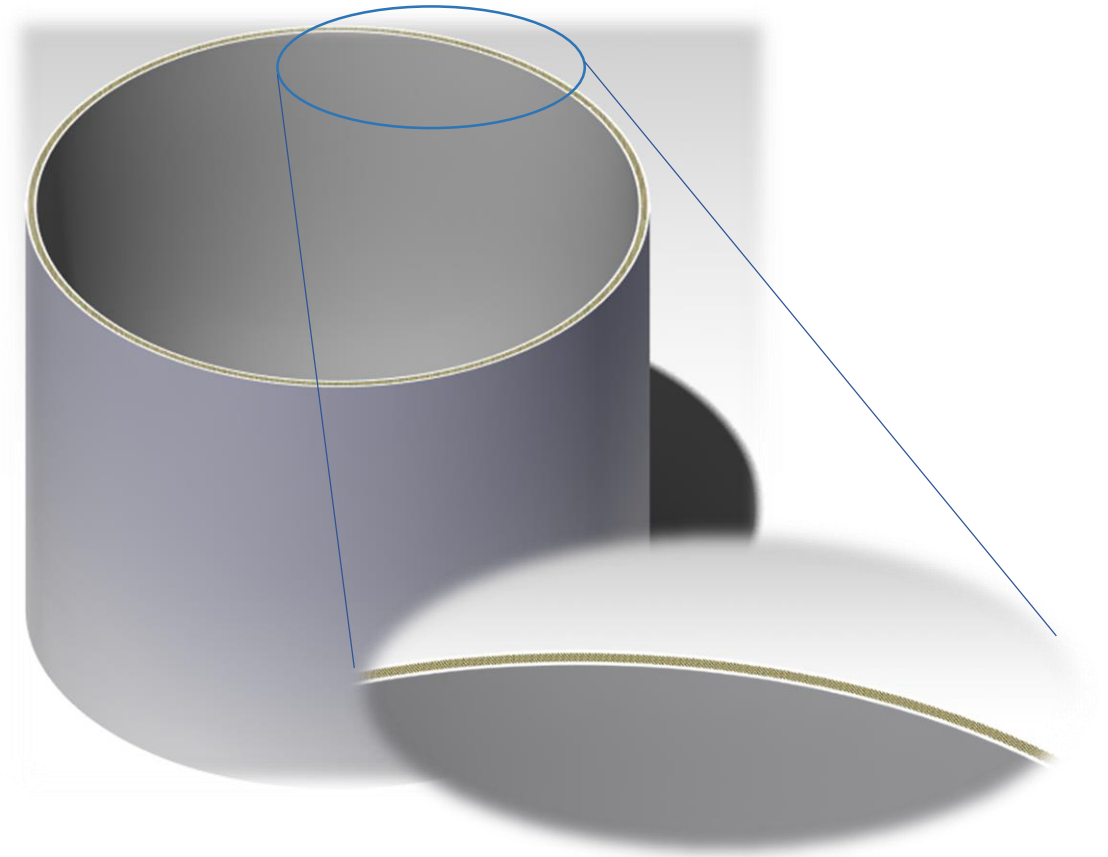


Figura 29: Geometría de la estructura sándwich

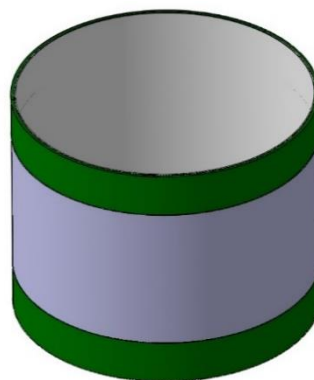


*Figura 30: Detalle de la estructura sándwich*

Es necesario señalar que existe la opción de utilizar diferentes núcleos en la estructura, cada uno de ellos con una densidad distinta.

De esa manera se podría reducir el peso total, utilizando un núcleo de aluminio de menor densidad en aquellas zonas que estén menos solicitadas mecánicamente.

En la figura, el color verde representa una densidad mayor que la gris, por estar esa zona sometida a las cargas propias de la unión con el resto de la estructura del lanzador (torsión y flexión):



*Figura 31: Configuración con núcleos de distinta densidad*

Lo mismo se podría conseguir en el modelo monolítico con zonas de distinto espesor del apilado.

## Cálculo del problema

### Método a seguir

Con el fin de optimizar el proceso de cálculo y conseguir un ahorro en tiempo y coste computacional, se ha diseñado una estrategia para afrontar el problema con las simplificaciones que sean posibles.

Debido a que la única carga que soportará la estructura a estudiar será de compresión, resulta una buena opción modelizar algún tipo de probeta sencilla que facilite la obtención de resultados en una primera aproximación.

Antes de analizar el problema con un software de tipo CAE (Computer Aided Engineering), se utilizará la Teoría de Laminado para conseguir algunas conclusiones sobre la influencia de un apilado más direccional, comparada con la influencia de un núcleo Honeycomb de aluminio, ambos ante un caso de compresión simple.

Para obtener un predimensionado rápido, tomar una placa plana y cuadrada para cada caso, como la de la figura 32, permitiría compararlos.

Con el fin de añadir más simplicidad aun a los cálculos, se toman como medida para el lado de la placa 1 m. Además, se elige como carga aplicada la de 1N.

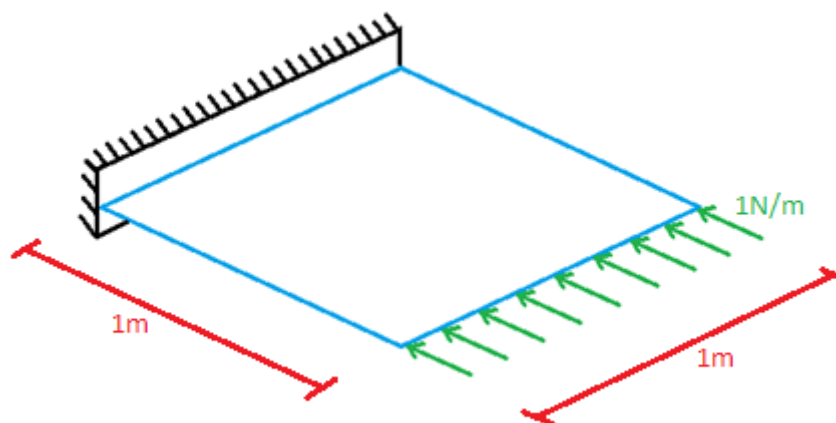


Figura 32: Esquema del caso de carga

En cuanto al apilado, se utilizará una distribución homogénea tanto para la base del caso monolítico como para el sándwich. El rigidizador del caso monolítico tendrá una disposición de las fibras más direccional, buscando reforzar la estructura en la dirección de la carga.

Todas las secuencias de apilado elegidas serán simétricas para evitar la aparición de momentos flectores en la pieza. Así se consigue una distribución igual de la carga a los dos lados del plano medio del espesor de la paca.

De ese modo, los apilados utilizados para el problema serán los siguientes:

Secuencia de apilado	
<b>Cilindro monolítico</b>	$(0/+45/90/-45/0/+45/90/-45/0/+45/90/-45/0/+45/90/-45/0/+45/90/-45)_s$
<b>Rigidizador monolítico</b>	$(0/+45/90/-45)_s$
<b>Capas sándwich</b>	$(0/+45/90/-45/0/+45/90/-45/0/+45/90/-45)_s$

### Elección del tipo de rigidizador

Es importante también la selección de la geometría del rigidizador para el caso monolítico, puesto que determinará el área del mismo expuesta a la compresión y modificará el coeficiente de pandeo general de la estructura.

Para conservar la simetría axial del problema, se deberá seleccionar el tipo de rigidizador entre aquellas geometrías que sean simétricas:

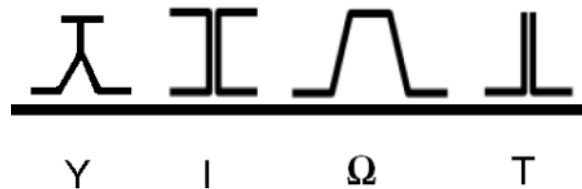


Figura 33: Perfiles de rigidizadores dimétricos

Las geometrías de Y e I presentan el inconveniente de tener dos alas en la zona superior, que quedan expuestas a golpes y que aumentan el riesgo de despegado de las telas o delaminación.

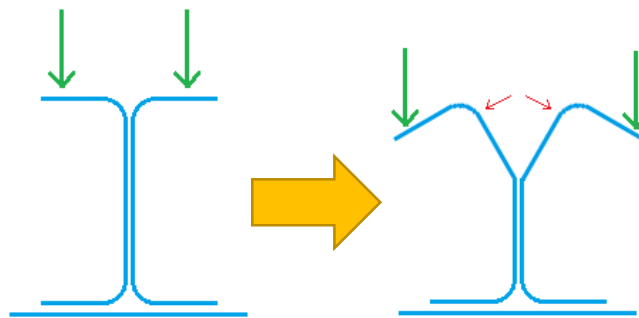


Figura 34: Proceso de despegado o delaminación

Además, salvo la geometría en forma de  $\Omega$ , todas se construyen a partir de dos partes independientes. Esto supone un paso añadido al proceso de fabricación y, en los casos expuestos, implica la utilización de un elemento conocido como *rowing*.



Figura 35: Rowing de fibra de carbono

Se trata de un pequeño cilindro de cinta de fibra de carbono que permite rellenar el hueco que aparece al moldear las telas en forma de L.

Es una técnica poco precisa y que también añade tiempo a la fabricación del rigidizador.

Con todo esto en cuenta, la geometría con forma de omega,  $\Omega$ , resulta la más interesante, al evitar el uso del *rowing* y estar construida de manera que las telas no presenten ninguna discontinuidad.

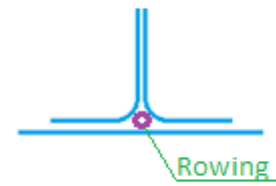


Figura 36: Posición del rowing

De todos modos, en una geometría de T, el *rowing* quedaría pegado al cilindro, por lo que no estaría tan expuesto a posibles fallos, y también supone un ahorro de espacio. Por tanto, habrá que estudiar más a fondo ambas geometrías para tomar una decisión desde el punto de vista mecánico estructural.

Si se descompone la T en las dos partes necesarias para su fabricación, se obtienen dos perfiles de L:



Figura 37: Descomposición del perfil de T

Al distanciarlos y unirlos en la parte superior, obtenemos un perfil con forma de  $\Omega$ :



Figura 38: Composición del perfil de  $\Omega$

#### Simplificación para el cálculo del rigidizador

Para aplicar la teoría de laminado a la geometría de rigidizador elegida, se tiene en cuenta la sección expuesta a la carga exigida, es decir, a la carga de compresión simple.

Ante este caso, la sección a estudiar es la siguiente:



Figura 39: Perfil de  $\Omega$

Puesto que la carga es uniforme, no aparecerán efectos de flexión por la misma. Esto permite realizar una simplificación más y tratar el perfil de omega como una lámina plana:

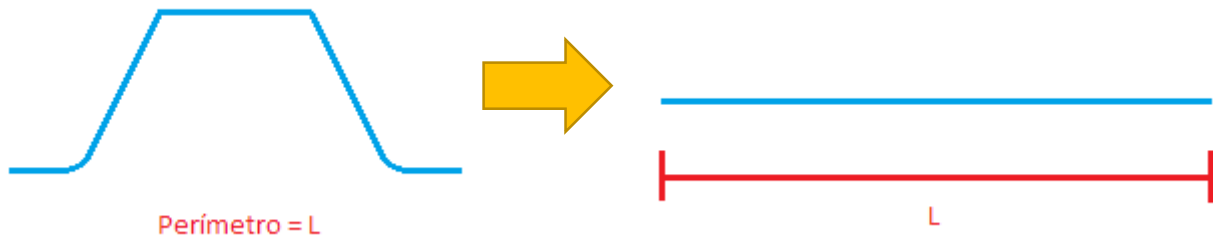


Figura 40: Simplificación del perfil de  $\Omega$  a compresión

Así, la placa de 1m x 1m con el rigidizador sobre la que se aplicará la teoría de laminado, podrá tomarse como dos apilados diferentes dispuestos el uno sobre el otro:

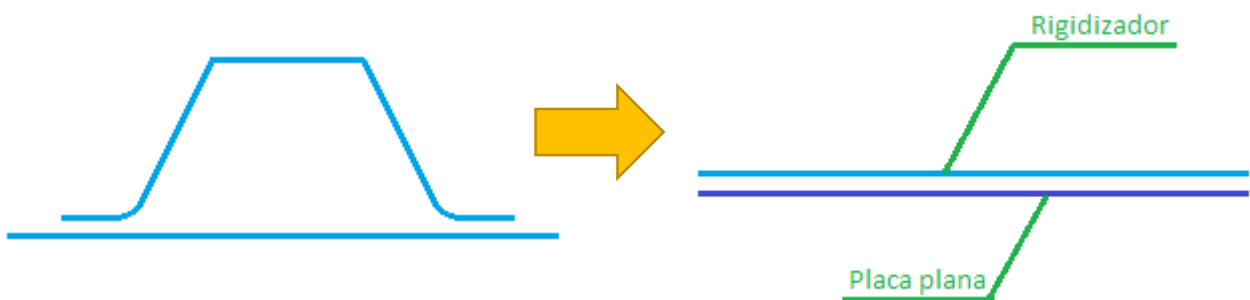


Figura 41: Simplificación de una placa rigidizada con  $\Omega$  a compresión

### Aplicación de la teoría de laminado

La teoría de laminado se centra en obtener una serie de propiedades equivalentes del laminado a estudiar a fin de poder tratar el problema con un modelo elástico.

Para ello se apoya en una serie de hipótesis:

- Las láminas son de un material cuasi-homogéneo y ortótropo.
- Las láminas tienen un comportamiento elástico lineal hasta la rotura.
- Las láminas están perfectamente unidas entre sí.
- El elemento a estudiar se encuentra en un estado de tensión plana. Aunque esta hipótesis no es aplicable en los siguientes casos:
  - Existencia de bordes libres.
  - Laminados de espesor variable.
  - Uniones adhesivas.
  - Placas rigidizadas.
- Los desplazamientos y sus derivadas son pequeños
- Se verifica la hipótesis de Kirchhoff:
  - Las secciones perpendiculares al laminado se mantienen perpendiculares al mismo. Es decir:  $\gamma_{yz} = \gamma_{xz} = 0$
  - El espesor se mantiene invariable. Es decir:  $\epsilon_z = 0$

Las simplificaciones expuestas anteriormente para el caso de compresión con un rigidizador en forma de omega permiten aplicar en este problema la hipótesis de tensión plana.

Las propiedades equivalentes del laminado se obtienen a partir de una serie de matrices que se exponen a continuación:

- **Matriz de rigidez de la lámina:** Es propia de cada lámina del apilado y depende de su orientación.

$$[Q] = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{SS} \end{bmatrix}$$

Siendo los valores de cada parámetro de la matriz:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}} \quad Q_{11} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}}$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{21} \cdot E_1}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}} \quad Q_{21} = \frac{\nu_{12} \cdot E_2}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}}$$

$$Q_{SS} = G_{12}$$

- **Matrices de rigidez del laminado:** Proporcionan datos sobre la rigidez del apilado completo ante diversos esfuerzos.

- **Matriz de rigidez plana:** Relaciona los esfuerzos de membrana con deformaciones planas.

Es independiente de la secuencia de empilado, por lo que es la misma para una secuencia  $[90/0]_s$  que para una  $[0/90]_s$ .

Se obtiene a partir de la siguiente fórmula:

$$[A] = \sum_{i=1}^n [Q]_i \cdot h_i$$

Donde  $h_i$  es el espesor de cada lámina (0,2 mm en este problema).

Se aplica según la relación:

$$\{N\} = [A]\{\varepsilon^0\}$$

Donde  $\{N\}$  es el vector de fuerzas aplicadas y  $\{\varepsilon^0\}$  es el de deformaciones del plano medio.

- **Matriz de rigidez de acoplamiento:** Relaciona los esfuerzos e membrana con las curvaturas o los momentos con las deformaciones planas. Es dependiente de la secuencia de empilado. Se obtiene a partir de la siguiente fórmula:

$$[B] = \frac{1}{2} \cdot \sum_{i=1}^n [Q]_i \cdot (z_i^2 - z_{i-1}^2)$$

Donde  $z_i$  es la altura de cada lámina respecto al plano medio del apilado.

Se aplica según la relación:

$$\{N\} = [B]\{k\}$$

Donde  $\{k\}$  es el vector de curvaturas.

- **Matriz de rigidez a flexión:** Relaciona los momentos con las curvaturas. Es fuertemente dependiente de la secuencia de empilado.

Se obtiene a partir de la siguiente fórmula:

$$[D] = \frac{1}{3} \cdot \sum_{i=1}^n [Q]_i \cdot (z_i^3 - z_{i-1}^3)$$

Se aplica según la relación:

$$\{M\} = [B]\{\varepsilon^0\} + [D]\{k\}$$

Donde  $\{M\}$  es el vector de momentos aplicados.

Existen algunas consideraciones a tener en cuenta a la hora de realizar los cálculos según esta teoría y que pueden aportar cierta simplicidad.

Por ejemplo, en un apilado simétrico, que es aquel que posee las mismas láminas con la misma orientación y en el mismo orden a ambos lados del plano medio, el valor de la matriz de rigidez de acoplamiento  $[B]$  es nulo.

Además, si el apilado es equilibrado, es decir, tiene el mismo número de telas orientadas en cada ángulo  $+\Theta$  y  $-\Theta$ , las componentes  $A_{xs}$  y  $A_{ys}$  de la matriz  $[A]$  tienen como valor 0.



#### Proceso típico de diseño a partir de la teoría de laminado

Cuando se utiliza esta teoría, esta es la secuencia típica de pasos a seguir para conseguir un apilado válido:

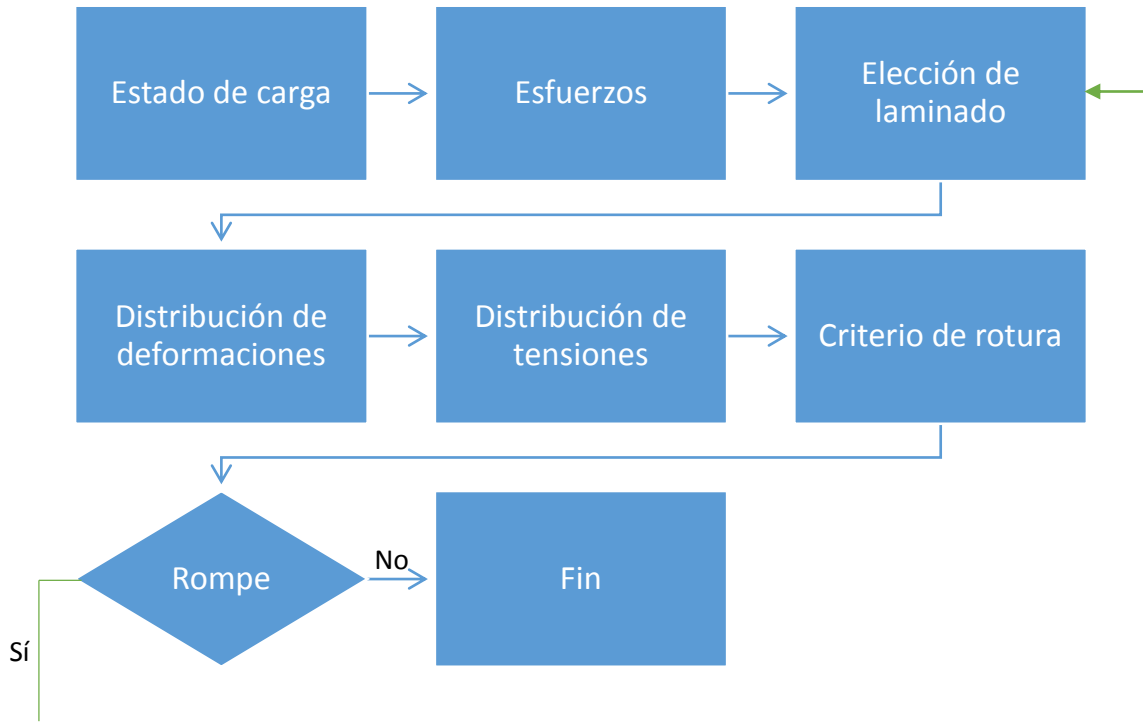


Figura 42: Aplicación de la teoría de laminado

#### Cálculo del problema a partir de la teoría de laminado

Puesto que la fibra utilizada en todos los casos de estudio es la misma, podemos obtener unas matrices de rigidez de lámina válidas para todos ellos:

$$\text{Orientación } 0^\circ \rightarrow [Q]_0 = \begin{bmatrix} 1,92 \cdot 10^{11} & 5,77 \cdot 10^{10} & 0 \\ 2,64 \cdot 10^9 & 8,79 \cdot 10^9 & 0 \\ 0 & 0 & 5 \cdot 10^9 \end{bmatrix} Pa$$

$$\text{Orientación } 90^\circ \rightarrow [Q]_{90} = \begin{bmatrix} 8,79 \cdot 10^9 & 5,77 \cdot 10^{10} & 0 \\ 2,64 \cdot 10^9 & 1,92 \cdot 10^{11} & 0 \\ 0 & 0 & 5 \cdot 10^9 \end{bmatrix} Pa$$

Para la orientación de  $45^\circ$  es necesario realizar los siguientes cálculos:

$$[Q]_{\pm 45} = \begin{bmatrix} Q_{xx} & Q_{xy} & Q_{xs} \\ Q_{xy} & Q_{yy} & Q_{ys} \\ Q_{xs} & Q_{ys} & Q_{ss} \end{bmatrix}$$

Siendo los parámetros:

$$M = \frac{Q_{11}+Q_{22}}{4} + \frac{1}{2}Q_{12} \quad N = \frac{Q_{11}-Q_{22}}{4} \quad Q_{xx} = Q_{yy} = M + Q_{ss}$$

$$Q_{ss} = M - Q_{12} \quad Q_{xs} = Q_{ys} = \pm N \quad Q_{xy} = M - Q_{ss}$$

De este modo, la matriz de rigidez de las láminas de +45° y -45° serán:

$$[Q]_{\pm 45} = \begin{bmatrix} 1,01 \cdot 10^{11} & 5,77 \cdot 10^{10} & \pm 4,59 \cdot 10^{10} \\ 5,77 \cdot 10^{10} & 1,01 \cdot 10^{11} & \pm 4,59 \cdot 10^{10} \\ \pm 4,59 \cdot 10^{10} & \pm 4,59 \cdot 10^{10} & 2,14 \cdot 10^{10} \end{bmatrix} Pa$$

Teniendo los valores de estas matrices, podemos obtener la matriz de rigidez plana de los diferentes apilados del caso monolítico (incluyendo la placa base y el rigidizador simplificado:

#### Secuencia de apilado

<b>Cilindro monolítico</b>	(0/+45/90/-45/0/+45/90/-45/0/+45/90/-45/0/+45/90/-45) <sub>s</sub>
<b>Rigidizador monolítico</b>	(0/+45/90/-45) <sub>s</sub>

$$[A]_{monolítico} = 12 \cdot 0,2 \cdot 10^{-3} \cdot [Q]_0 + 12 \cdot 0,2 \cdot 10^{-3} \cdot [Q]_{90} + 12 \cdot 0,2 \cdot 10^{-3} \cdot [Q]_{45} + 12 \cdot 0,2 \cdot 10^{-3} \cdot [Q]_{-45} =$$

$$= \begin{bmatrix} 9,65 \cdot 10^8 & 5,54 \cdot 10^8 & 0 \\ 2,90 \cdot 10^8 & 9,65 \cdot 10^8 & 0 \\ 0 & 0 & 1,27 \cdot 10^8 \end{bmatrix} Pa$$

El caso sándwich necesita que se obtenga la matriz de rigidez del núcleo de aluminio. Para ello existe una adaptación de la teoría de laminado a las vigas de tipo sándwich.

Esta adaptación consiste en tratar el núcleo como una lámina cuyas propiedades son las del aluminio en disposición de honeycomb, para el caso a estudiar:

$$Q_{11} = Q_{22} = \frac{E}{1-\nu^2} \quad Q_{12} = Q_{21} = \frac{\nu \cdot E}{1-\nu^2} \quad Q_{ss} = G$$

Por lo tanto, teniendo un espesor de núcleo de 25 mm:

$$[Q]_{núcleo} = \begin{bmatrix} 1,89 \cdot 10^6 & 5,67 \cdot 10^5 & 0 \\ 5,67 \cdot 10^5 & 1,89 \cdot 10^6 & 0 \\ 0 & 0 & 1,98 \cdot 10^5 \end{bmatrix} Pa$$

### Secuencia de apilado

Capas sándwich	(0/+45/90/-45/0/+45/90/-45/0/+45/90/-45) <sub>s</sub>
----------------	---

$$[A]_{sándwich} = 12 \cdot 0,2 \cdot 10^{-3} \cdot [Q]_0 + 12 \cdot 0,2 \cdot 10^{-3} \cdot [Q]_{90} + 12 \cdot 0,2 \cdot 10^{-3} \cdot [Q]_{45} + \\ + 12 \cdot 0,2 \cdot 10^{-3} \cdot [Q]_{-45} + 2,5 \cdot 10^{-3} \cdot [Q]_{núcleo} =$$

$$= \begin{bmatrix} 9,65 \cdot 10^8 & 5,54 \cdot 10^8 & 0 \\ 2,90 \cdot 10^8 & 9,65 \cdot 10^8 & 0 \\ 0 & 0 & 1,27 \cdot 10^8 \end{bmatrix} Pa$$

En este punto ya se puede apreciar que las matrices de rigidez obtenidas son iguales para los órdenes de magnitud elegidos. Esto se debe a que el apilado en ambos casos es el mismo:

- El caso monolítico consta de un apilado doble por el cilindro base y por el rigidizador en forma de omega.
- El caso sándwich consta de un apilado doble por las dos capas que envuelven el núcleo de aluminio.

Puesto que la matriz de rigidez del núcleo es varios órdenes de magnitud menor, su influencia en el resultado total de la estructura es apenas influyente.

Al tratarse de un caso de compresión simple, la matriz de rigidez plana es la única necesaria para obtener las deformaciones:

$$\{N\} = [A] \cdot \{\varepsilon_0\} \Rightarrow \{\varepsilon_0\} = [A]^{-1} \cdot \{N\}$$

Puesto que las matrices [A] son las mismas para los dos casos, también lo serán las deformaciones ante una misma carga aplicada en el vector {N}.

$$\{\varepsilon_0\}_{monolítico} = \begin{bmatrix} 9,65 \cdot 10^8 & 5,54 \cdot 10^8 & 0 \\ 2,90 \cdot 10^8 & 9,65 \cdot 10^8 & 0 \\ 0 & 0 & 1,27 \cdot 10^8 \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{Bmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} = \\ = \begin{bmatrix} 1,25 \cdot 10^{-9} & -7,19 \cdot 10^{-10} & 0 \\ -3,76 \cdot 10^{-10} & 1,25 \cdot 10^{-9} & 0 \\ 0 & 0 & 1,27 \cdot 10^8 \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{Bmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -1,25 \cdot 10^{-9} \\ 3,76 \cdot 10^{-10} \\ 0 \end{Bmatrix}$$

$$\{\varepsilon_0\}_{sándwich} = \begin{bmatrix} 9,65 \cdot 10^8 & 5,54 \cdot 10^8 & 0 \\ 2,90 \cdot 10^8 & 9,65 \cdot 10^8 & 0 \\ 0 & 0 & 1,27 \cdot 10^8 \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{Bmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} = \\ = \begin{bmatrix} 1,25 \cdot 10^{-9} & -7,19 \cdot 10^{-10} & 0 \\ -3,76 \cdot 10^{-10} & 1,25 \cdot 10^{-9} & 0 \\ 0 & 0 & 1,27 \cdot 10^8 \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{Bmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -1,25 \cdot 10^{-9} \\ 3,76 \cdot 10^{-10} \\ 0 \end{Bmatrix}$$

El mismo razonamiento es aplicable a las tensiones, puesto que son proporcionales al vector de deformaciones a partir de la matriz de rigidez de cada lámina:

$$\{\sigma\} = [Q] \cdot \{\varepsilon_0\}$$

De esto se puede concluir que la probeta de tipo monolítico resulta más interesante para un caso de compresión pura, puesto que el peso será mucho menor. Además, el hecho de prescindir del núcleo de aluminio facilita considerablemente el proceso de fabricación, reduce el número de útiles necesarios para el mismo y aumenta la viabilidad del proyecto desde un punto de vista económico.

### Evaluación del pandeo de la estructura

Los resultados obtenidos del estudio a compresión mediante la teoría de laminado presentan la opción monolítica como más interesante, puesto que ofrece el mismo comportamiento con un menor peso que la opción sándwich.

Aun así, es conveniente realizar una comparación de ambas estructuras a pandeo, de manera que se pueda contar con algún criterio añadido para la elección.

Euler consiguió obtener una relación que permite calcular la carga crítica para que se produzca el pandeo en una viga:

$$P_{crítica} = \frac{\pi^2}{L^2} \cdot E \cdot I$$

Como se observa en la fórmula, depende únicamente de parámetros geométricos.

Además, se conocen las relaciones concretas para ciertos ensayos típicos de compresión. El problema que ocupa este proyecto se corresponde con el siguiente:



Figura 43: Modelo de pandeo

$$P_{crítica} = \frac{\pi^2}{(L/2)^2} \cdot E \cdot I$$

Teniendo en cuenta el perfil rectangular de las probetas estudiadas, la relación final sería:

$$P_{crítica} = \frac{\pi^2}{L^2} \cdot E \cdot \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3$$

Siendo  $L$  la longitud de la viga en la dirección de la carga,  $b$  el ancho de la misma y  $h$  el espesor total de la probeta.

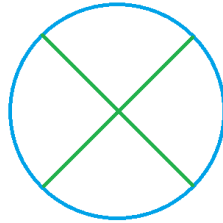
En este punto, podemos afirmar que el mayor espesor del sándwich es una característica ventajosa para evitar el pandeo, al ser su cubo proporcional a la carga crítica.

La longitud de la viga en cambio reduce la carga máxima a la que se puede someter sin que aparezca el pandeo.

Esto implica que cuanto mayor sea la longitud de la estructura final, más interesante será usar un panel de tipo sándwich como material.

Sin embargo, la estructura a estudiar posee una geometría que aumenta la resistencia a pandeo, puesto que es un cilindro cerrado. Además, tiene una relación  $L/D$  menor que 1, lo que le da un mayor peso al parámetro  $b$  (circunferencia base del cilindro) que a la longitud en la relación.

Por otra parte, si existiesen problemas de pandeo en la estructura final, se podrían incluir cuadernas a modo de refuerzo en el interior del cilindro, lo que aportaría un gran refuerzo.



*Figura 44: Posiciones de las cuadernas*

Si se toma en consideración la menor complejidad de fabricación del modelo monolítico y su coste también menor, que se expondrá más adelante, ésta parece la mejor opción para abordar el problema.

Por consiguiente, a continuación se procede a analizar dicho modelo más en detalle con un software de elementos finitos, así como a buscar algún tipo de optimización para el diseño.

### Modelo de elementos finitos

Tras tomar una decisión acerca de cuál es la opción más interesante, se procede a modelar el problema en el software de elementos finitos Abaqus.

Aunque lo ideal sería analizar la estructura al completo, esto supondría ciertos inconvenientes.

Un modelo de grandes dimensiones supondría un mayor coste computacional, que se traduciría en unos tiempos de cálculo bastante elevados.

Otra consecuencia directa de este coste computacional es la dificultad que se añade al proceso de análisis de distintas versiones del modelo. Cuanto más compleja sea la estructura, menos casos se podrán analizar en el mismo tiempo. Esto es un inconveniente importante en una fase de diseño, puesto que buena parte del resultado de la misma depende del ensayo y análisis de diferentes opciones.

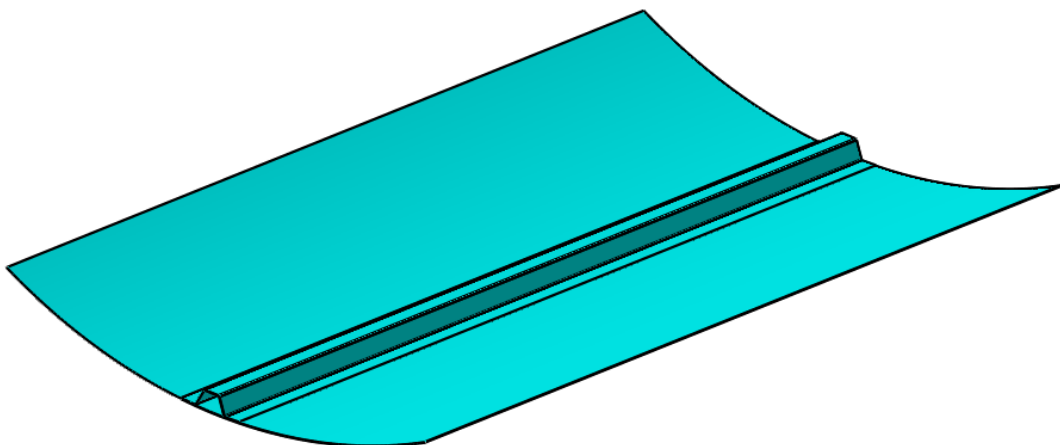
Por último, existe una limitación más en el cálculo de este problema. Es necesario adaptar el proceso a los recursos disponibles, es decir, a la licencia de Abaqus para estudiantes. Esta licencia sólo permite el análisis de mallados con un número de nodos igual o inferior a 1000. Por tanto, se hace imprescindible buscar un compromiso entre el tamaño del modelo analizado y la precisión de la malla.

La mejor opción teniendo en cuenta todas estas consideraciones es el diseño de una probeta que permita extrapolar los resultados obtenidos al resto del problema.

Al tratarse de un problema axialmente simétrico, es posible tomar como probeta un sector circular del cilindro.

Puesto que se pretende estudiar la influencia de los rigidizadores, dicho sector abarcará un ángulo igual a  $360^\circ$  dividido por el número de rigidizadores de la estructura (en este caso, 7).

En caso de aparecer fallos en las zonas de la probeta más alejadas del rigidizador, se entendería que es necesario aumentar el número de rigidizadores de la estructura, lo que reduciría el tamaño del sector circular que abarcase la probeta.

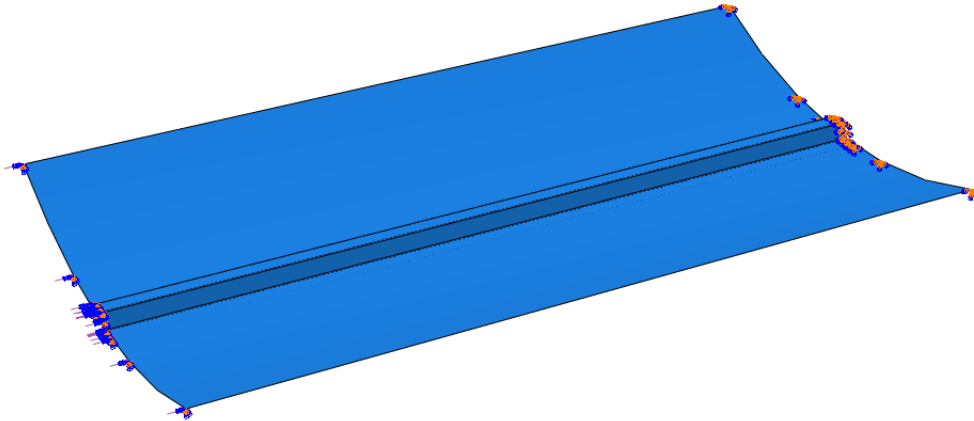


*Figura 45: Probeta para elementos finitos*

#### *Condiciones de carga y de contorno*

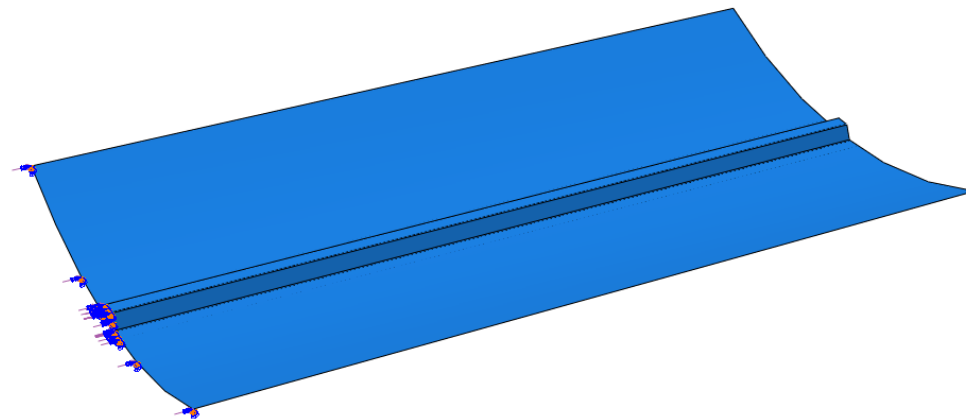
Todo el desarrollo de este proyecto se basa en el comportamiento de los materiales ante cargas de compresión simple. Es importante tener esto presente a la hora de elegir las condiciones de contorno para el modelo de elementos finitos. Deben asegurarse que el fallo de la estructura sólo se produce por compresión y no por efectos de pandeo.

La norma que dicta las condiciones de este tipo de ensayos para materiales compuestos es la ASTM D695. Según la misma, en una probeta simétrica es posible aplicar la carga desde uno solo de los extremos, permaneciendo el opuesto empotrado.



*Figura 46: Caso de carga en elementos finitos*

Así mismo, es importante que la carga se aplique de manera uniforme sobre la probeta. Esto exige que el único movimiento permitido en el extremo sobre el que se aplica la carga sea el axial. Así se asegura el perfecto alineamiento de la probeta y la carga de compresión, evitando efectos de flexión por posibles desviaciones.



*Figura 47: Distribución de la carga en el modelo de elementos finitos*

En cuanto a los bordes que estarían en contacto con el resto de la estructura, deben simular ese hecho. Para ello, se han de bloquear los desplazamientos y rotaciones ante los que el material contiguo se opondría. Esto significa que el único movimiento libre sería de nuevo el axial.

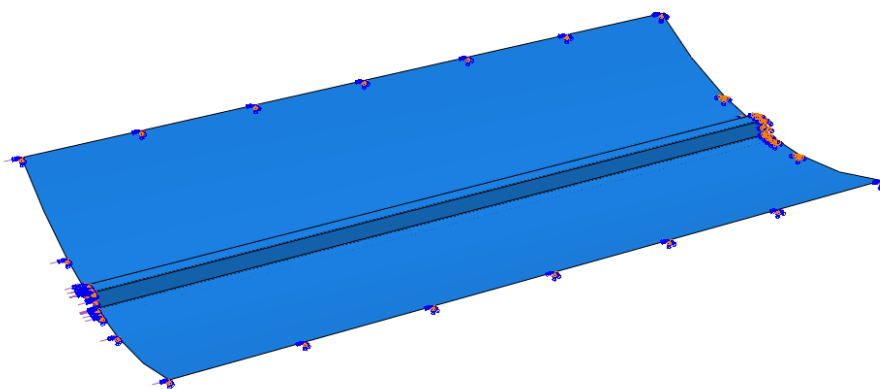


Figura 48: Condiciones de contorno laterales

Al hablar de una aplicación uniforme de la carga, es importante indicar que ésta se debe repartir a lo largo de toda la sección expuesta a la carga de compresión, tanto del cilindro como de la omega.

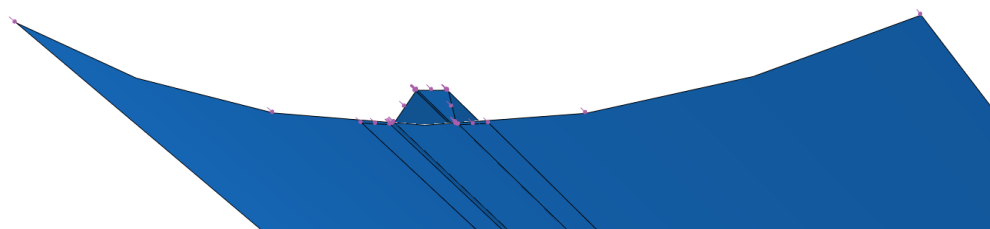


Figura 49: Distribución de la carga en el rigidizador

De nuevo, la carga aplicada será unitaria para facilitar el proceso de comparación de los modelos.

Llegado este punto es importante aclarar que todas estas condiciones son reproducibles en un laboratorio utilizando dispositivos antipandeo y piscinas de resina para la aplicación de la carga.

#### Características del apilado

Para aprovechar la potencia y rapidez de cálculo del software de elementos finitos, se decide analizar dos casos con un apilado distinto para el rigidizador.

En el primer caso se modelará un apilado igual al estudiado mediante la teoría de laminado, que tiene un carácter más isótropo.

Para el segundo caso se simulará un apilado con un carácter más direccional, orientado a reforzar el rigidizador en la dirección de la carga de compresión. Puesto que el valor del módulo elástico es mucho mayor en la dirección de las fibras, se eligen orientaciones más próximas a  $0^\circ$  (dirección de la carga).

	Secuencia de apilado
<b>Rigidizador A (Modelo A)</b>	$(0/+45/90/-45)_s$
<b>Rigidizador B (Modelo B)</b>	$(0/+30/0/-30)_s$

Como se observa, el número de telas para ambos casos es el mismo, por lo que no habrá variaciones en el espesor o la masa entre ellos.



### Obtención de los resultados

Tras lanzar el análisis de los dos modelos cada uno con una configuración de telas diferente en la omega, se obtuvieron los siguientes resultados:

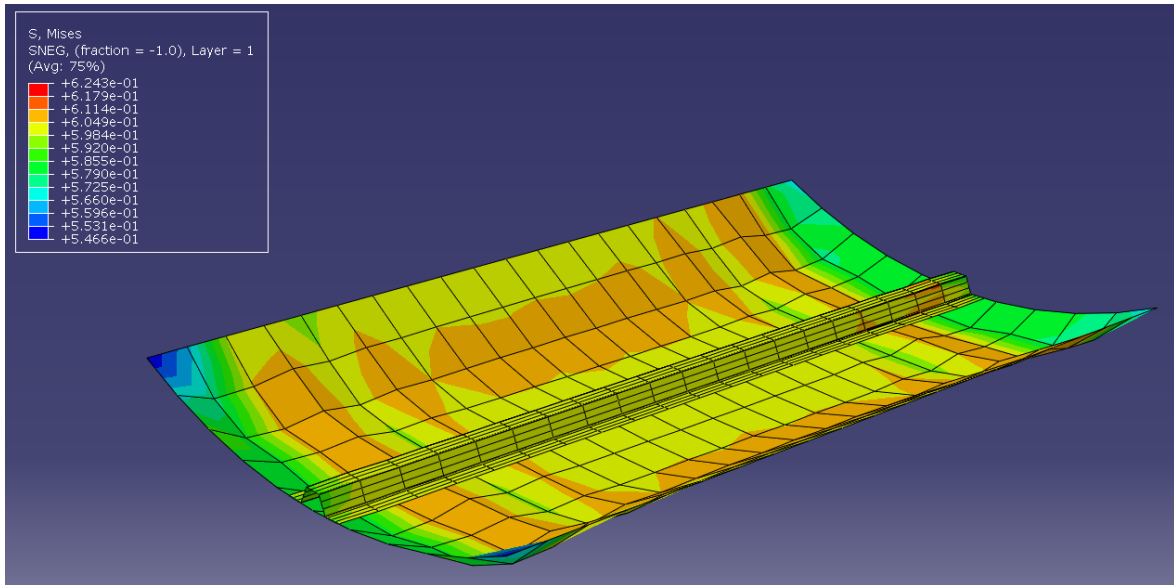


Figura 50: Tensión de Von Mises para el Modelo A

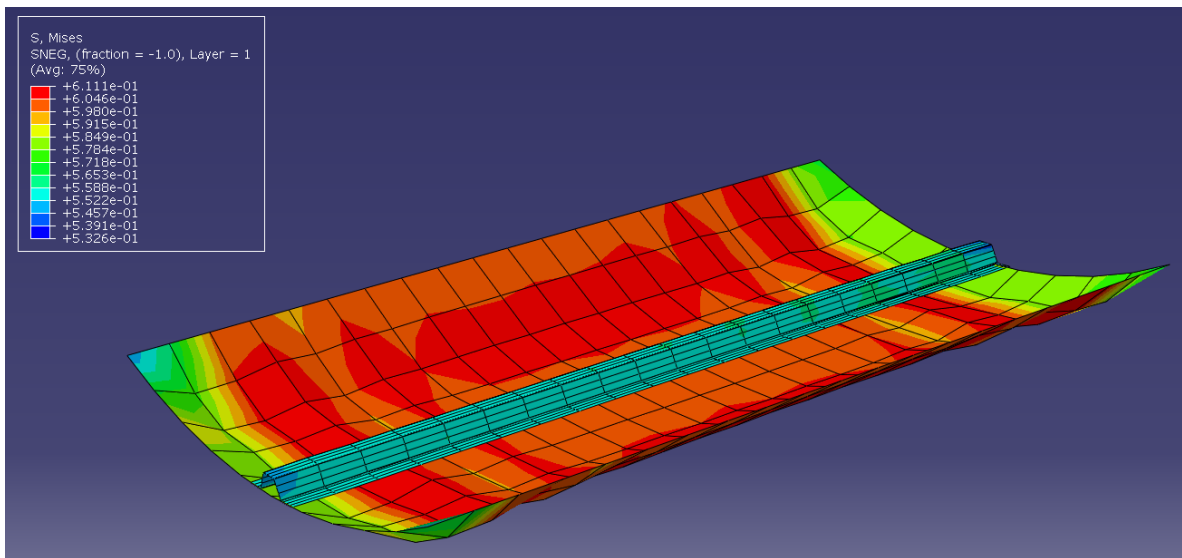


Figura 51: Tensión de Von Mises para el Modelo B

En la visualización 3D de los resultados ya se observa que la tensión máxima de Von Mises para el Modelo A es mayor que para el Modelo B.

#### Tensión equivalente de Von Mises máxima

<b>Modelo A</b>	0,6243 Pa
<b>Modelo B</b>	0,6111 Pa

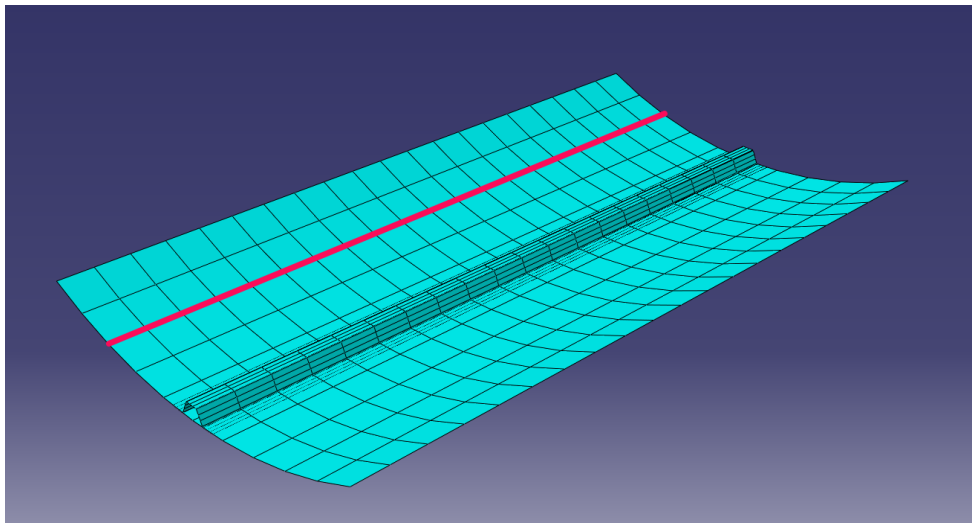
También se aprecia claramente que la distribución de tensiones en la probeta es prácticamente idéntica, puesto que se ven representadas las mismas regiones *iso-tensionales*.

Así mismo, se tiene una diferencia tensional menor entre el cilindro y la omega en el Modelo A que en el Modelo B. Este resultado era esperable, puesto que tanto el cilindro como la omega del Modelo A tienen una configuración de telas similar (sólo se diferencian en el espesor) y sin una direccionalidad específica.

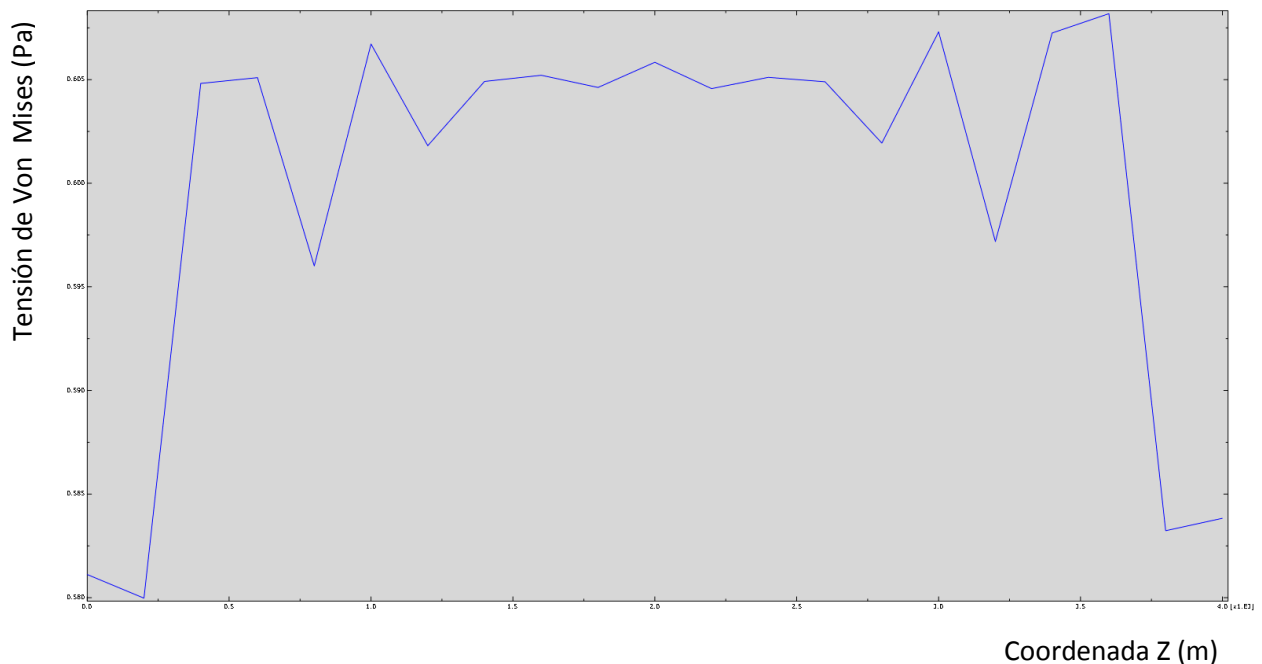
En cambio, para el Modelo B se utilizó un apilado altamente direccional en la omega, conservando la misma secuencia para el cilindro. De este modo, el rigidizador ofrece una resistencia más elevada en la dirección de la carga, lo que provoca una diferencia de tensiones mayor con el cilindro base.

Para obtener un análisis más detallado de los resultados, a continuación se muestra la representación gráfica de la evolución de la tensión equivalente de Von Mises a lo largo de la coordenada Z, que es paralela al eje del cilindro.

En primer lugar, se analiza una sección longitudinal del cilindro alejada de la omega:



*Figura 52: Sección estudiada del cilindro*



*Figura 53: Evolución de la tensión en el cilindro para el Modelo A*

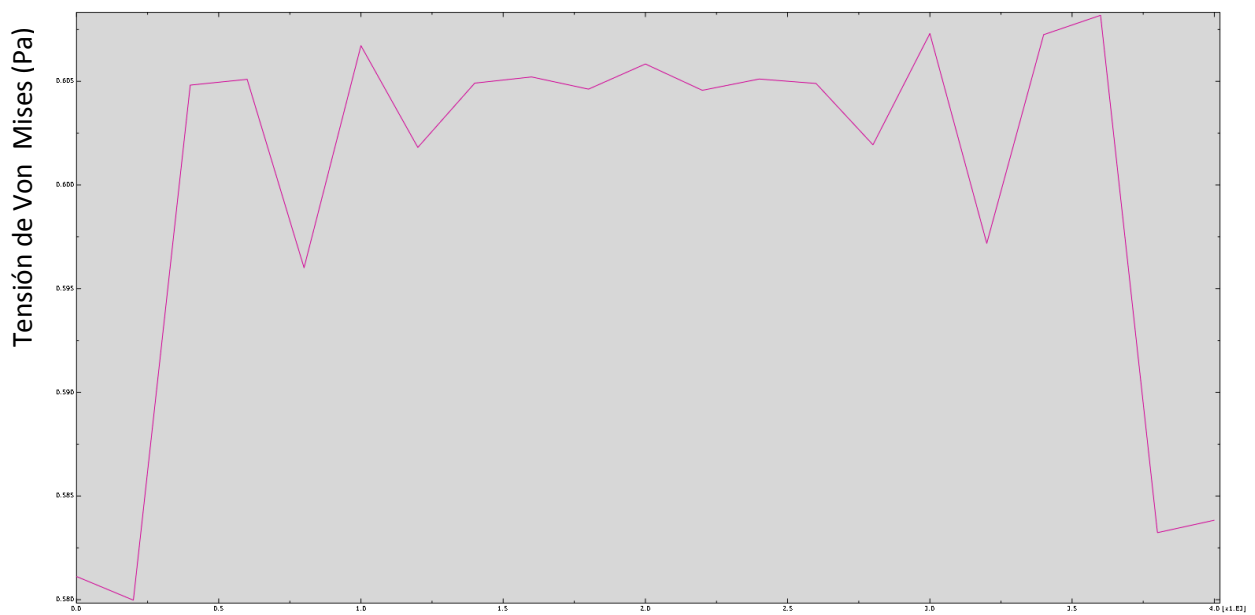


Figura 54: Evolución de la tensión en el cilindro para el Modelo B

Los gráficos en ambos casos son idénticos, lo que quiere decir que el cilindro soporta las mismas tensiones en esa zona, independientemente de la configuración de telas de la omega.

Esto permite concluir que el aporte de la omega ante una carga de compresión es altamente local. El rigidizador relajará las tensiones del cilindro en el área que ocupa y alrededores del mismo modo que lo haría un aumento de espesor en dicha zona.

Si se realiza la misma representación para una sección longitudinal en la parte superior de la omega, se obtienen los siguientes gráficos:

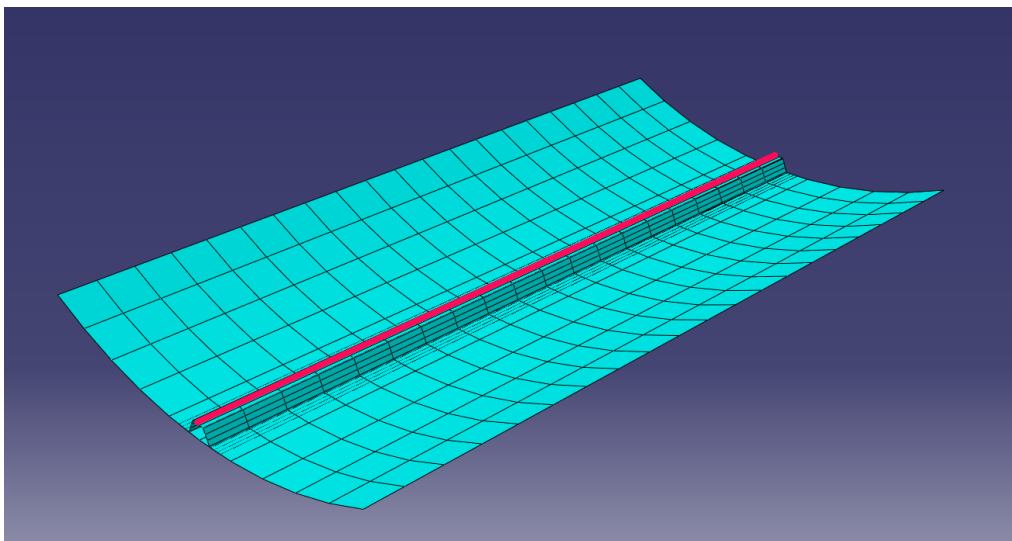
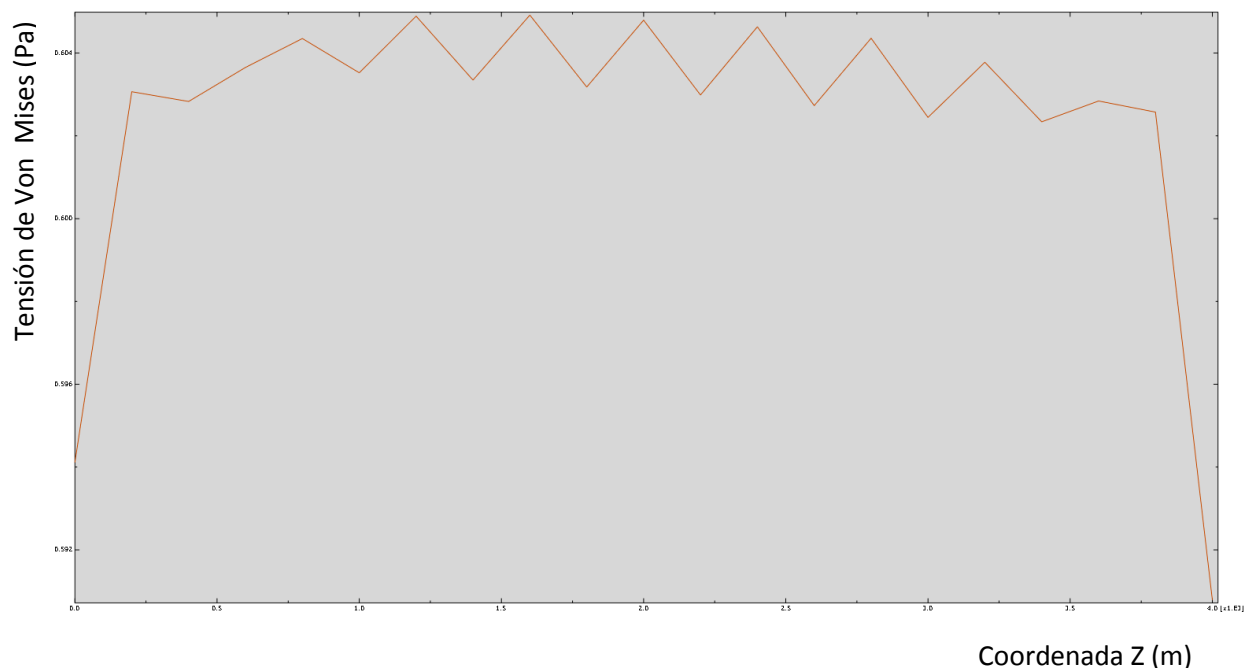
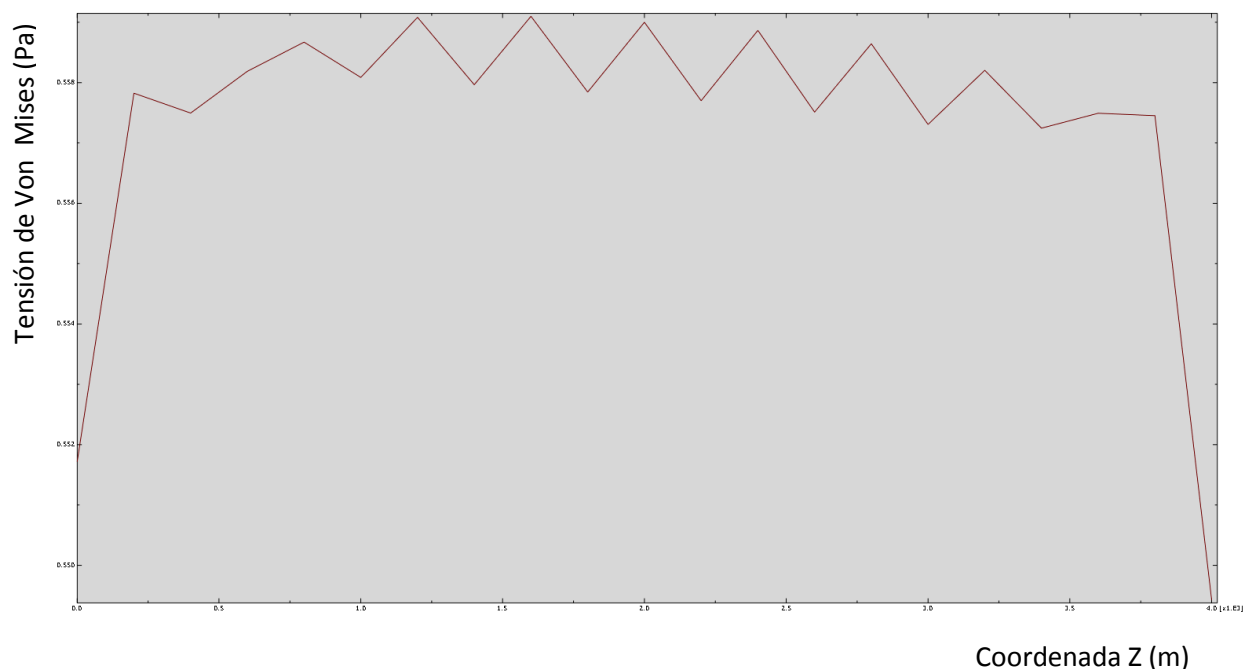


Figura 55: Sección estudiada de la omega



*Figura 56 Evolución de la tensión en la omega para el Modelo A*



*Figura 57: Evolución de la tensión en la omega para el Modelo B*

En esta ocasión sí existen diferencias apreciables en la evolución longitudinal de la tensión.

Aunque el perfil general de ambas gráficas es el mismo, los valores presentados por la del Modelo A son más elevados. Esto, como se ha explicado anteriormente, se debe a la direccionalidad de las telas en la omega del Modelo B.

Este dato daría pie a valorar una reducción del espesor de la omega en el Modelo B dentro de un análisis más exhaustivo del que incumbe a este proyecto.

Sí se aprecian diferencias remarcables entre el cilindro y el rigidizador. Al estar bloqueados los giros en ambos extremos de la probeta, aparece un efecto de borde en las zonas cercanas a los mismos. Esto se traduce en un perfil de tensiones irregular en dichas zonas. Como se observa en ambos modelos, en el cilindro aparece un efecto de borde que no se tienen en la omega

Dicho fenómeno también es notable en la representación 3D de los resultados.

El motivo es que la geometría de la omega hace que su perfil sea más resistente ante el pandeo, como ya se explicó anteriormente. Su mayor altura hace un aporte positivo a la inercia del rigidizador, consiguiendo así un mayor valor de la carga crítica a pandeo.

Así, en la omega se consigue una evolución de tensiones más uniforme a lo largo de la coordenada Z.

Con todo esto en cuenta, la opción utilizada para el Modelo B parece la más interesante, de modo que sería el objeto de más optimizaciones en caso de realizar mejoras al modelo.

Se procede al análisis de costes, para el cual no es necesario diferenciar entre el Modelo A y el Modelo B, puesto que ambos tienen la misma cantidad de rigidizadores (siete), el mismo número de telas y superficies idénticas. Estos parámetros son fundamentales para el cálculo del coste, como se expondrá a continuación.

## Análisis de costes

Por último es conveniente realizar un análisis de costes que permita comparar el caso monolítico y el sándwich en el aspecto económico.

Para ello, se tomarán como referencia los precios estándar de la industria tanto en coste de materiales como en sueldos de los operarios.

### **Materiales**

<b>Telas de fibra de carbono</b>	50 €/m <sup>2</sup>
<b>Núcleo honeycomb de aluminio</b>	150 €/plancha de 2,4 x 1,2 m

### **Sueldos y costes de operación**

<b>Operario</b>	50 €/hora
-----------------	-----------

En este análisis no se consideran gastos de amortización de equipamiento, eléctricos o de elementos auxiliares. Sólo se abarcarán los costes directos asociados a la fabricación de las estructuras.

## Coste de los materiales

Para conocer el coste total de todos los materiales empleados en cada caso, es preciso obtener las superficies de cada modelo.

Esta tarea se lleva a cabo con las herramientas proporcionadas por el software de diseño 3D utilizado. Así, se obtienen los siguientes valores, siempre tomando como referencia la superficie más alejada del eje del cilindro, puesto que será la mayor. De este modo, se podrían realizar los ajustes necesarios durante el proceso de fabricación.

### **Materiales Monolítico**

<b>Cilindro</b>	62,932 m <sup>2</sup>
<b>Rigidizador</b>	1,587 m <sup>2</sup> x 7 rigidizadores

### **Materiales Sándwich**

<b>Capa interior</b>	62,518 m <sup>2</sup>
<b>Núcleo de aluminio</b>	63,146 m <sup>2</sup>
<b>Capa exterior</b>	63,209 m <sup>2</sup>

En el caso monolítico, se tienen 40 telas en el cilindro y 8 telas en cada rigidizador. Teniendo esto en cuenta, el coste de material sería igual a 130.307,60 €.

El sándwich presenta la complicación de que es servido en planchas de 2,4 x 1,2 m, de modo que es necesario calcular el número de placas de que precisará.

Puesto que la altura del cilindro es de 4 m, harán falta 4 planchas. Para conocer el número de planchas necesarias longitudinalmente, es necesario obtener la longitud circunferencial del cilindro.

Con un diámetro de 5 m, su longitud es de 15,71 m. Esto requiere de 7 planchas.

Para conocer el número total de planchas sólo se debe multiplicar las necesarias para cubrir la altura y las necesarias para cubrir la circunferencia. Esto da un total de 28 planchas.

Por tanto, añadiendo el coste de las 24 telas de la capa interior del sándwich y las 24 de la capa exterior, el coste de esta estructura es de 155.072,40 €.

#### Coste de materiales

<b>Monolítico</b>	130.307,60 €
<b>Sándwich</b>	155.072,40 €.

#### Coste del proceso de fabricación

También es necesario conocer el precio de las horas de fabricación que llevará cada modelo. Para ello se utilizan las velocidades de fabricación típicas del equipamiento utilizado en la industria:

#### Velocidades

<b>Laminación manual de carbono (cilindro y omega)</b>	6 m <sup>2</sup> /hora
<b>Laminación automática de carbono (cilindro)</b>	18 m <sup>2</sup> /hora
<b>Laminación automática de carbono (omega)</b>	25 m <sup>2</sup> /hora
<b>Laminación del núcleo de aluminio y adhesivos</b>	2 m <sup>2</sup> /hora

Actualmente no existe la posibilidad de realizar el laminado del núcleo de aluminio de forma automática. Por ello, el proceso de automatización de la fabricación de dicha estructura sería solo parcial.

Utilizando las superficies calculadas, las velocidades de fabricación y los costes por hora, se consiguen los siguientes precios:

#### Fabricación Monolítico

<b>Proceso manual</b>	21.717,93 €
<b>Proceso automático</b>	7.170,19 €

#### Fabricación Sándwich

<b>Proceso manual</b>	26.724,05 €
<b>Proceso semi-automático</b>	9.960,45 €

Ambas estructuras deberían ser curadas en un autoclave, pero como el proceso sería el mismo para las dos, no aporta nada a la comparación.

### Coste total de las estructuras

Así, sumando el coste de los materiales y el coste del proceso de fabricación, obtenemos el precio total de cada una de las estructuras:

#### Coste Total Monolítico

Proceso manual	152.025,53 €
Proceso automático	137.477,79 €

#### Coste Total Sándwich

Proceso manual	181.796,45 €
Proceso semi-automático	165.032,85 €

La opción monolítica resulta más favorable desde el punto de vista económico, ofreciendo un ahorro de más del 16% tanto si el proceso de fabricación es manual como si es automático.



## Conclusión

Tras todo el estudio realizado, se puede recapitular para ofrecer una conclusión.

Desde el punto de vista mecánico, ambos modelos ofrecían la misma resistencia ante la compresión. En cambio, ante cargas que provoquen pandeo, el sándwich tendrá siempre un comportamiento mejor.

Por ello, a partir de determinadas alturas de cilindro y dependiendo de las cargas a que esté sometida la estructura, el sándwich comienza a ser más interesante que la opción monolítica, pese a su mayor peso y complejidad.

De hecho, en casos en los que las cargas fuera del plano del panel sean las dominantes, se pueden conseguir pesos menores utilizando una composición tipo sándwich, que usando una monolítica, para obtener la misma resistencia a pandeo.

En cuanto a la fabricación, sin duda el modelo monolítico presenta una menor complejidad, puesto que sólo hace uso de un único material. Esto implica que tanto el número de útiles como el equipamiento necesario para el proceso de fabricación será menor que el caso de una estructura sándwich.

Además, como se explicó en el análisis de costes, la fabricación de la estructura monolítica se puede automatizar completamente, algo que no es posible en la opción del sándwich.

En cualquier caso, tanto en un proceso manual como en uno automático, siempre será más rápida la fabricación de la estructura monolítica.

Por último, si observamos el aspecto económico, tanto el coste de los materiales como del proceso de fabricación será menor en la estructura monolítica (con un ahorro de alrededor de un 16%).

Si además valoramos el menor peso obtenido para la estructura monolítica, podemos deducir un ahorro posterior en el coste del combustible necesario para el lanzamiento de la estructura. Es importante hacer esta valoración, puesto que el proceso de lanzamiento es que más repercusión económica tiene en un proyecto de estas características.

Teniendo todo esto en cuenta, se puede concluir que, siempre que la estructura cumpla las exigencias mecánicas, la opción monolítica será la más interesante. Su proceso de fabricación más sencillo, automatizable y barato, junto con su menor peso hacen de esta estructura la más ventajosa.

Es importante remarcar que todo este estudio está basado en el caso de una estructura sometida a una carga única de compresión. Si estas condiciones cambiasen, los resultados obtenidos podrían llevar a una elección diferente.

## Bibliografía

1. Rivas Rodríguez, Elisa. *Herramienta computacional para diseño de paneles rigidizados. Proyecto de fin de carrera.* UC3M. Julio 2013.
2. Kee Paikm, Jeom; K. Thayamballi, Anil; Song Kim, Gyu. *The strength characteristics of aluminum honeycomb sandwich panels.* Thin-Walled Structures (1999) Vol. 35, 3 250-231.
3. Chowdhury, Nabil; Kong Chiu, Wing; Wang, John; Chang, Paul. *Static and fatigue testing thin riveted, bonded and hybrid carbon fiber double lap joints used in aircraft structures.* Composite Structures (2015) Vol.121 315-323.
4. Fischer, Sebastian. *Aluminium foldcores for sandwich structure application: Mechanical properties and FE-simulation.* Thin-Walled Structures (2015) Vol. 90 31-41.
5. Zhou, Xiang; Zang, Shixi; Wang, Hai; You, Zhong. *Geometric design and mechanical properties of cylindrical foldcore sandwich structures.* Thin-Walled Structures (2015) Vol. 89 116-130.
6. *NASA Scientific and Technical Information (STI) Program.* NASA. [en línea] <http://www.sti.nasa.gov/>
7. *The fiber.* Composites World. [en línea] Enero de 2014 <http://www.compositesworld.com/articles/the-fiber>
8. *Product Selector Guides.* Hexcel. [en línea] <http://hexcel.com/resources/selector-guides>
9. *Data Sheets/Brochures.* Hexcel. [en línea] <http://hexcel.com/resources/datasheets>
10. *Mechanical Properties of Carbon Fibre Composite Materials, Fibre / Epoxy resin (120°C Cure).* Performance Composites. [en línea] [http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties\\_2.asp](http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp)